

This electronic version (PDF) was scanned by the International Telecommunication Union (ITU) Library & Archives Service from an original paper document in the ITU Library & Archives collections.

La présente version électronique (PDF) a été numérisée par le Service de la bibliothèque et des archives de l'Union internationale des télécommunications (UIT) à partir d'un document papier original des collections de ce service.

Esta versión electrónica (PDF) ha sido escaneada por el Servicio de Biblioteca y Archivos de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) a partir de un documento impreso original de las colecciones del Servicio de Biblioteca y Archivos de la UIT.

هذه النسخة الإلكترونية (PDF) للاتصالات الدولي الاتحاد في والمحفوظات المكتبة قسم أجراه الضوئي بالمسح تصوير نتاج (ITU) والمحفوظات المكتبة قسم في المتوفرة الوثائق ضمن أصلية ورقية وثيقة من نقلاً.

此电子版（PDF版本）由国际电信联盟（ITU）图书馆和档案室利用存于该处的纸质文件扫描提供。

Настоящий электронный вариант (PDF) был подготовлен в библиотечно-архивной службе Международного союза электросвязи путем сканирования исходного документа в бумажной форме из библиотечно-архивной службы МСЭ.

© International Telecommunication Union

XVII A.P.
DÜSSELDORF
21.5-1.6 1990
CCIR

XVII[e] ASSEMBLÉE PLÉNIÈRE
DÜSSELDORF, 1990

UNION INTERNATIONALE DES TÉLÉCOMMUNICATIONS

RAPPORTS DU CCIR, 1990

(AINSI QUE DÉCISIONS)

ANNEXE AU VOLUME II

SERVICES DE RECHERCHE SPATIALE ET DE RADIOASTRONOMIE

CCIR COMITÉ CONSULTATIF INTERNATIONAL DES RADIOCOMMUNICATIONS

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

Genève, 1990

XVII A.P.
DÜSSELDORF
21.5-1.6 1990
CCIR

XVII[e] ASSEMBLÉE PLÉNIÈRE
DÜSSELDORF, 1990

UNION INTERNATIONALE DES TÉLÉCOMMUNICATIONS

RAPPORTS DU CCIR, 1990

(AINSI QUE DÉCISIONS)

ANNEXE AU VOLUME II

SERVICES DE RECHERCHE SPATIALE ET DE RADIOASTRONOMIE

CCIR COMITÉ CONSULTATIF INTERNATIONAL DES RADIOCOMMUNICATIONS

92-61-04172-8

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

Genève, 1990

© U.I.T.

ANNEXE AU VOLUME II

SERVICE DE RECHERCHE SPATIALE ET DE RADIOASTRONOMIE

(Commission d'études 2)

TABLE DES MATIERES

Page

Plan des Volumes I à XV de la XVIIe Assemblée plénière du CCIR (voir le Volume II - Recommandations).....

Répartition des textes de la XVIIe Assemblée plénière du CCIR parmi les Volumes I à XV (voir le Volume II - Recommandations).....

Table des matières..... I

Index des textes par ordre numérique..... VII

Index des textes supprimés..... IX

Section 2A - Recherche en technologie spatiale

Rapport 672-1 Considérations sur l'avenir de la technologie spatiale..... 1

Rapport 546-4 Technologie des systèmes spatiaux: techniques de commande d'orientation..... 7

Rapport 673-3 Systèmes de production d'énergie électrique des engins spatiaux..... 28

Rapport 674-2 Charge électrostatique des engins spatiaux..... 35

Rapport 843-2 Techniques de maintien en position applicables à des satellites géostationnaires..... 42

Rapport 676-1 Antennes à faisceaux modelés..... 51

Rapport 677-2 Diagrammes de rayonnement des antennes pour stations terriennes du service de recherche spatiale..... 54

Rapport 543-1 Aspects sous lesquels se présente le problème de la protection contre les rayonnements à fréquence radioélectrique des stations terriennes du service de recherche spatiale. Comparaison entre les valeurs estimées et les valeurs mesurées du champ à 2 GHz..... 58

Page

Rapport 682-1 Probabilité de dangers causés aux personnes se trouvant dans des aéronefs par les stations terriennes du service de recherche dans l'espace lointain..... 61

Section 2B - Sujets d'intérêt général

Rapport 980 Facteurs relatifs à l'établissement de limites concernant les rayonnements non essentiels pour les services spatiaux.. 63

Rapport 844-1 Probabilité de brouillage entre les systèmes de télécommunication avec l'espace lointain et d'autres services dans des bandes de fréquences en relation harmonique..... 71

Rapport 981-1 Partage des fréquences, au voisinage de 2 GHz, entre les systèmes des services d'exploration de la Terre par satellite, de recherche spatiale et d'exploitation spatiale et les systèmes de faisceaux hertziens de terre à visibilité directe..... 83

Rapport 679-2 Caractéristiques et incidences de l'utilisation des techniques radioélectriques pour le transport de l'énergie depuis l'espace..... 104

Rapport 680-2 Techniques utilisables pour les télécommunications au moyen d'ondes électromagnétiques dans l'infrarouge et dans le spectre visible..... 110

Rapport 222-5 Influences du plasma artificiel dans les liaisons avec des engins spatiaux..... 126

Rapport 1119 Méthode de calcul de l'affaiblissement, de la température de bruit et de la qualité de fonctionnement des liaisons de télécommunication pour le choix des bandes de fréquences à utiliser de préférence pour la recherche spatiale..... 129

Section 2C - Exploitation spatiale

Rapport 845-1 Systèmes d'exploitation spatiale. Fréquences, largeurs de bande et critères de protection..... 149

Rapport 678 Faisabilité technique du partage des fréquences entre le service d'exploitation spatiale et le service de recherche spatiale dans la bande de 1 à 10 GHz..... 160

Section 2D - Satellite relais de donnés

Rapport 848-2 Caractéristiques des systèmes à satellites relais de donnés. 163

Page

Rapport 982 Satellites relais de données pour le service d'exploration de la Terre par satellite..... 178

Rapport 983 Séparation minimale en longitude nécessaire pour le partage de fréquences par deux satellites relais de données..... 186

Rapport 846 Satellites relais de données. Partage avec d'autres systèmes de recherche spatiale fonctionnant au voisinage de 2 GHz.... 191

Rapport 847-1 Satellites relais de données. Partage avec d'autres services dans les bandes 9 et 10..... 195

Section 2E - Recherche spatiale

Rapport 548-2 Besoins du service de recherche spatiale au voisinage de la Terre, par satellites habités ou non, en matière de télécommunications..... 203

Rapport 536-4 Besoins en télécommunications des vaisseaux habités ou non habités destinés à la recherche dans l'espace lointain..... 207

Rapport 984 Bandes de fréquences préférées pour les émissions à destination et en provenance des engins spatiaux habités et non habités, pour la recherche spatiale au voisinage de la Terre..... 227

Rapport 683-3 Bandes de fréquences préférées pour la recherche dans l'espace lointain dans la gamme de 1 à 40 GHz..... 240

Rapport 849-2 Bandes de fréquences dans la gamme de 40 à 120 GHz préférées pour la recherche dans l'espace lointain..... 257

Rapport 985 Critères de protection relatifs à des systèmes de recherche spatiale au voisinage de la Terre..... 265

Rapport 684-1 Analyse préliminaire des statistiques de temps de la visibilité des satellites gravitant sur des orbites à basse altitude..... 268

Rapport 687-1 Possibilité de partage des fréquences entre le service de recherche spatiale (au voisinage de la Terre) et les services fixe et mobile au voisinage de 7 à 8 GHz..... 271

Rapport 685-3 Critères de protection et considérations relatives au partage dans le cas de la recherche dans l'espace lointain..... 275

Rapport 456-3 Bandes de fréquences préférées pour les émetteurs d'engins spatiaux utilisés comme balises..... 297

Section 2F - Satellites d'exploration de la Terre

Rapport 535-4 Aspects techniques et opérationnels du service d'exploration de la Terre par satellite..... 303

Page

Rapport 1120 Méthode permettant d'établir des critères de qualité pour le service d'exploration de la Terre par satellite..... 323

Rapport 1123 Méthode permettant d'établir des critères de brouillage pour le service d'exploration de la Terre par satellite (ETS)..... 330

Rapport 1122 Méthode permettant d'établir des critères de partage et des seuils de coordination pour le service d'exploration de la Terre par satellite..... 337

Rapport 692-2 Bandes de fréquences préférées et puissances surfaciques pour les satellites d'exploration de la Terre..... 361

Rapport 540-1 Possibilité de partage des fréquences entre un système du service d'exploration de la Terre par satellite et des systèmes du service fixe par satellite, du service de météorologie par satellite et des services fixe et mobile de Terre..... 366

Rapport 693-3 Considérations techniques et d'exploitation sur le service d'exploration de la Terre par satellite. Bandes de fréquences préférées pour les détecteurs actifs et passifs à hyperfréquences..... 376

Rapport 694-3 Considérations sur le partage des fréquences et critères de protection dans le cas des détecteurs passifs à hyperfréquences..... 400

Rapport 850-1 Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et les services fixe, mobile (sauf mobile aéronautique) et fixe par satellite dans la bande 18,6 à 18,8 GHz. Restrictions minimales à imposer aux autres services afin de garantir un fonctionnement satisfaisant des détecteurs passifs..... 408

Rapport 987 Brouillage causé aux capteurs passifs à hyperfréquences à bord d'un satellite par des services actifs dans les bandes adjacentes et sous-harmoniques..... 423

Rapport 695-2 Possibilités de partage des fréquences entre les radars de bord d'engins spatiaux et les radars de Terre du service de radiolocalisation..... 430

Rapport 395-5 Radiocommunications pour les systèmes à satellites météorologiques..... 442

Rapport 541-3 Possibilité de partage des fréquences entre un système à satellites météorologiques géostationnaires et le service des auxiliaires de la météorologie au voisinage de 400 MHz et dans la partie supérieure de la bande 9 (1 à 3 GHz)..... 451

Page

Rapport 851-1 Limitation de la puissance surfacique dans la bande 1670-1710 MHz utilisée pour diffuser des renseignements météorologiques à de petits terminaux terriens..... 474

Rapport 1121 Critères relatifs à la qualité de fonctionnement, au brouillage et au partage des fréquences pour les stations terriennes de réception du service de météorologie par satellite fonctionnant dans la bande 1670-1710 GHz avec les satellites à orbite terrestre basse.....478

Rapport 1124 Critères relatifs à la qualité de fonctionnement, aux brouillages et au partage des fréquences pour les stations terriennes de réception du service de météorologie par satellite fonctionnant dans la bande 7450-7550 MHz avec des satellites sur orbite terrestre basse..... 490

Rapport 1125 Partage des fréquences entre systèmes du service fixe par satellite et du service de météorologie par satellite fonctionnant dans la bande 7450-7550 MHz avec des satellites en orbite terrestre basse..... 496

Rapport 538-4 Satellites d'exploration de la Terre. Satellites pour la localisation de plates-formes et la collecte de données..... 506

Rapport 988-1 Systèmes à satellites pour la géodésie et la géodynamique... 517

Section 2G - Radioastronomie et radarastronomie

Rapport 852-2 Caractéristiques du service de radioastronomie et bandes de fréquences préférées..... 529

Rapport 699-2 Limitations apportées par l'ionosphère aux observations au sol de la radioastronomie au-dessous de 20 MHz..... 542

Rapport 224-7 Critères de protection du service de radioastronomie contre les brouillages..... 547

Rapport 696-2 Possibilités de partage des bandes de fréquences entre le service de radioastronomie et d'autres services..... 559

Rapport 1126 Coordination entre le service de radioastronomie et le service de radiorepérage par satellite aux fréquences proches de 1612 MHz..... 576

Rapport 697-3 Brouillages causés au service de radioastronomie par des émetteurs fonctionnant dans d'autres bandes..... 586

Rapport 853-1 Effets d'un système d'énergie solaire à satellite sur les stations au sol de radioastronomie et de radarastronomie.... 610

Page

Rapport 854-1 Brouillages causés à la radioastronomie par les fours à microondes fonctionnant dans la bande ISM des 2450 MHz..... 611

Rapport 226-6 Facteurs influant sur la possibilité de partager des bandes de fréquences entre la radarastronomie basée à Terre et d'autres services..... 615

Rapport 700-2 Aspects radiocommunications des systèmes de détection d'une intelligence extra-terrestre (SETI)..... 619

Décisions

Décision 87 Détermination de la zone de coordination. Appendice 28 du Règlement des radiocommunications (Voir Vol. IV-IX, Partie 2) 627

Décision 101 Création du Groupe de travail intérimaire 2/2..... 627

INDEX DES TEXTES PAR ORDRE NUMERIQUE

Page

SECTION 2A - Recherche en technologie spatiale..... 1

SECTION 2B - Sujets d'intérêt général..... 63

SECTION 2C - Exploitation spatiale..... 149

SECTION 2D - Satellites relais de données..... 163

SECTION 2E - Recherche spatiale..... 203

SECTION 2F - Satellites d'exploration de la Terre..... 303

SECTION 2G - Radioastronomie et radarastronomie..... 529

RAPPORTS	Section	Page	RAPPORTS	Section	Page
222-5	B	126	697-3	G	586
224-7	G	547	699-2	G	542
226-6	G	615	700-2	G	619
395-5	F	442	843-2	A	42
456-3	E	297	844-1	B	71
535-4	F	303	845-1	C	149
536-4	E	207	846	D	191
538-4	F	506	847-1	D	195
540-1	F	366	848-2	D	163
541-3	F	451	849-2	E	257
543-1	A	58	850-1	F	408
546-4	A	7	851-1	F	474
548-2	E	203	852-2	G	529
672-1	A	1	853-1	G	610
673-3	A	28	854-1	G	611
674-2	A	35	980	B	63
676-1	A	51	981-1	B	83
677-2	A	54	982	D	178
678	C	160	983	D	186
679-2	B	104	984	E	227
680-2	B	110	985	E	265
682-1	A	61	987	F	423
683-3	E	240	988-1	F	517
684-1	E	268	1119	B	129
685-3	E	275	1120	F	323
687-1	E	271	1121	F	478
692-2	F	361	1122	F	337
693-3	F	376	1123	F	330
694-3	F	400	1124	F	490
695-2	F	430	1125	F	496
696-2	G	559	1126	G	576

Note. - Les Décisions, figurant déjà dans l'ordre numérique à la table des matières, ne sont pas reprises dans le présent index.

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

INDEX DES TEXTES SUPPRIMES A LA FIN DE LA PERIODE D'ETUDES 1986-1990

(Pour permettre de repérer plus facilement les divers textes, le numéro du Volume II de la XVIe Assemblée plénière (Dubrovnik, 1986) est indiqué.)

ANNEXE AU VOLUME II

Texte	Titre	No de la page Vol.II Dubrovnik, 1986
Rapport 396-5	Télémesure de maintenance, poursuite et télécommande pour les satellites expérimentaux et opérationnels. Possibilités de partage des fréquences entre les services de Terre et les liaisons de télémesure et de télécommande des satellites	140
Rapport 539-1	Protection des observations de radioastronomie dans la zone tranquille de la Lune	546
Rapport 675	Diagrammes de rayonnement d'antennes de stations terriennes de recherche spatiale, à utiliser dans les études de brouillage	40
Rapport 681-2	Besoin éventuel de normes techniques pour les télécommunications fonctionnant dans l'infrarouge et dans le spectre visible	101
Rapport 986	Définition de l'espace lointain aux fins de l'utilisation des spationefs	303

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

SECTION 2A - RECHERCHE EN TECHNOLOGIE SPATIALE

RAPPORT 672-1

CONSIDÉRATIONS SUR L'AVENIR DE LA TECHNOLOGIE SPATIALE

(Question 15/2)

(1978-1990)

1. Introduction

L'Agence nationale de l'aéronautique et de l'espace (NASA) des Etats-Unis d'Amérique a entrepris, au cours de l'année 1975, une étude de planification intitulée «Regards sur l'avenir de l'espace» («Outlook for Space»). Cette étude envisageait notamment quels seraient les progrès de la technologie spatiale entre 1980 et l'an 2000 [NASA, 1976].

2. Les prévisions

De maintenant à l'an 2000, on s'attend que de nombreux progrès soient accomplis dans le domaine de la technologie applicable aux activités spatiales. Ces progrès permettront l'exécution de missions et de systèmes dont le genre humain bénéficiera. Les domaines les plus intéressants où l'on s'attend à des progrès, qu'il convient d'ailleurs d'encourager, sont indiqués ci-après; les progrès attendus sont résumés dans le reste du présent Rapport.

Les progrès dont il s'agit ne seront pas accomplis spontanément, mais bien par des travaux intensifs de recherche et de développement dans les domaines particuliers où les progrès réalisés auront les plus grandes répercussions sur les possibilités des systèmes spatiaux. Le présent Rapport porte donc à la fois sur les besoins et sur les progrès attendus.

- Instruments et détecteurs
- Interprétation des données
- Navigation de précision
- Gestion de l'information de bout en bout
- Eléments de télécommunication
- Convertisseurs d'énergie spatiaux
- Composants et systèmes à très longue durée de vie
- Utilisation sur une grande échelle de microcomposants fiables
- Structures légères, de grandes dimensions et de maniement facile
- Mises sur orbite à faible coût
- Energie et propulsion nucléaires dans l'espace
- Techniques de propulsion avancées
- Autonomie des engins et véhicules spatiaux
- Extraction, traitement et transformation industrielle des ressources lunaires
- Ingénierie de l'environnement planétaire
- Equipements de vie autorecyclables
- Implications physio-psycho-sociologiques des missions spatiales de longue durée.

2.1 *Instruments et détecteurs*

La nécessité d'une efficacité et d'une capacité accrues dans les systèmes de détection à distance découle à la fois de la nature mondiale des mesures et de l'extraordinaire difficulté à atteindre certains des paramètres de mesure requis.

On continuera à développer des systèmes de détection, à particules, optiques et à hyperfréquences, en mettant l'accent sur le choix des fréquences et la réduction des coûts. Les possibilités des instruments pourraient être accrues dans une grande mesure grâce aux progrès de la technologie dans les domaines de la cryogénie spatiale, des grands systèmes optiques de faible poids et des grandes antennes déployables dans l'espace.

Les systèmes optiques légers, pourvus de surfaces optiques continûment adaptables, constituées d'éléments multiples, permettront un développement extraordinaire de la capacité de captage de la lumière aussi bien pour les besoins de l'astronomie que pour ceux de la détection à grande distance.

L'augmentation des possibilités des systèmes de détection aura pour conséquence un accroissement substantiel de la demande en matière de traitement de données. Par exemple, vers l'an 2000, des dispositifs d'enregistrement d'images installés à bord des satellites d'exploration de la Terre pourront renvoyer vers celle-ci mille fois plus de données qu'en 1975, soit une augmentation d'environ 10^{10} bits/jour à 10^{13} bits/jour.

2.2 *Interprétation des données*

Il est nécessaire d'élever le niveau et de poursuivre le perfectionnement des modèles théoriques utilisés pour la conception et l'interprétation des techniques de télédétection. Par exemple, les possibilités de la radiodétection et de la radiométrie à hyperfréquences pour mesurer des grandeurs utiles ne sont connues, avec quelque précision, que dans un petit nombre de domaines et, même dans ces derniers, le besoin d'une amélioration de la précision des modèles se fait sentir (par exemple, pour le sondage de la température).

Il est nécessaire de perfectionner la conception des mesures et l'interprétation des données et de faire des simulations par modèles afin de permettre une interprétation quantitative des données recueillies par les systèmes de détection à grande distance en fonction des quantités et des phénomènes présentant de l'intérêt pour l'utilisateur.

2.3 *Navigation de précision*

La connaissance de la position sur orbite avec grande précision est intrinsèque à beaucoup de missions. Il est nécessaire d'améliorer d'un ordre de grandeur les modèles de pesanteur, la précision de la localisation des stations et l'évaluation des effets de la densité atmosphérique, et de s'efforcer en même temps de perfectionner les techniques de multilatération pour la détermination de l'orbite de la Terre.

En ce qui concerne la navigation interplanétaire, on utilisera des techniques d'interférométrie à très longues lignes de base avec des radiosources extra-galactiques, qui permettront de mesurer la position angulaire d'un engin spatial à 0,01 seconde d'arc près.

2.4 *Gestion de l'information de bout en bout*

L'accroissement constant et rapide du volume des données recueillies dans l'espace et renvoyées vers la Terre exigera des améliorations radicales de la technologie de l'acquisition, du traitement et de la dissémination de cette information à peu de frais.

Les satellites destinés au relais de données à fort débit utiliseront des faisceaux lasers ou des faisceaux de micro-ondes pour réduire l'encombrement de la mémoire de bord dans d'autres satellites.

Un grand nombre d'activités spatiales dont l'objet est de transmettre à la Terre des renseignements météorologiques, agricoles, maritimes, par exemple, exigeront que des moyens très perfectionnés de traitement de l'information soient mis en service dans le monde entier. Les futurs systèmes spatiaux destinés à ces applications profiteront grandement de la miniaturisation des organes de traitement et de stockage, du perfectionnement du logiciel à bord des engins spatiaux, de moyens plus économiques et plus efficaces pour la diffusion des données, ainsi que de méthodes perfectionnées d'interaction homme-machine.

On aura besoin de systèmes très perfectionnés, fiables, économiques et de grande capacité dont le rôle sera de faire circuler l'information à des vitesses de l'ordre du gigabit/s, de la traiter à la réception ou, selon le cas, de la stocker dans des mémoires de grande capacité installées à bord des engins spatiaux ou au sol, ou de la mettre à la disposition des usagers sous une forme leur permettant de l'utiliser au moment voulu et de manière efficace à l'échelle nationale.

2.5 *Eléments de télécommunication*

Des antennes à grande ouverture et de faible prix de revient devront être développées en vue de leur utilisation dans les stations terriennes et les satellites. Les grandes ouvertures seront nécessaires pour des missions spatiales de tout genre, depuis la télédétection radioélectrique à haute résolution et la poursuite des engins spatiaux dans toute l'étendue du système solaire jusqu'aux télécommunications interstellaires et à la recherche de la vie intelligente extra-terrestre.

En plus de l'utilisation des antennes classiques à grand réflecteur parabolique, on poursuivra le développement de la technique peu coûteuse des réseaux de doublets intégrés en vue de réaliser des ouvertures d'antenne ayant les dimensions voulues; on tirera parti pour cette étude des progrès constants des circuits intégrés à grande échelle, des circuits intégrés monolithiques micro-ondes, des liaisons à fibres optiques ——— et des microprocesseurs. Outre les antennes à grande ouverture dont on a besoin, des antennes d'un modèle spécial, à ondes décimétriques et centimétriques (bandes 9 et 10), seront mises à l'étude en vue de leur utilisation par les services de radiodétection et de télécommunication par satellite. Ces études porteront principalement sur les diagrammes à couverture particulière, la suppression des lobes latéraux et le fonctionnement à fréquences et à polarisations multiples et le balayage de faisceaux. Afin de réaliser ces types d'antenne, on appliquera dans une grande mesure les techniques des lentilles et des réseaux de petits éléments.

On exploitera la technologie des circuits intégrés à grande échelle et et des circuits intégrés monolithiques micro-ondes ——— pour développer des systèmes de télécommunication intégrés, de faible volume, comportant des amplificateurs de réception et des amplificateurs de puissance d'émission, reliés aux éléments des réseaux d'antennes-doublets.

On envisage de développer des unités de traitement numérique en temps réel, capables de traiter un grand nombre de données; ces unités de traitement seraient destinées à un certain nombre d'applications du transfert de l'information, par exemple: les images obtenues par radar, les communications avec accès aléatoire aux satellites, et la détection des signaux interstellaires à hyperfréquences dans la recherche de l'«intelligence» extra-terrestre (SETI – Search for ExtraTerrestrial Intelligence). Dans le cas des applications SETI*, une résolution spectrale pouvant atteindre 0,1 Hz est nécessaire pour détecter de faibles signaux très monochromes.

2.6 *Convertisseurs d'énergie spatiaux*

Recueillir l'énergie solaire dans l'espace et la retransmettre vers la Terre sous forme d'ondes dirigées dépend du développement de panneaux solaires photovoltaïques peu coûteux ou de concentrateurs d'énergie solaire pourvus de convertisseurs thermiques déployés sur des structures extrêmement légères. Dans le cas des panneaux photovoltaïques, les hautes tensions électriques et les puissances de plusieurs gigawatts impliquent que les propriétés diélectriques de la structure des panneaux soient extraordinaires. L'ensemble de la structure doit être adaptable au montage dans l'espace et, par suite, être exempt de maintenance pendant de longues années. Les études à entreprendre concernant le rendement, la sensibilité au rayonnement, la température, la légèreté du matériel, le prix de revient présentent toutes des gageures pour une nouvelle technologie. Dans le cas des concentrateurs munis de convertisseurs thermiques, la solution des problèmes relatifs à l'orientation, à la forme, à la stabilité thermique et à la rigidité de grandes structures constitue la clé du développement de la conversion spatiale de l'énergie.

2.7 *Composants et systèmes à très longue durée de vie*

Parmi les objectifs que l'on se propose d'atteindre, nombreux sont ceux qui ne justifient l'application des techniques spatiales que si les capitaux investis dans les missions ou dans les systèmes peuvent être amortis à long terme et n'exigent que peu de maintenance ou de réapprovisionnement. Une station spatiale d'énergie solaire, par exemple, pourrait concurrencer d'autres stations situées sur la Terre, non seulement par suite de la réduction du prix de revient du système de conversion de l'énergie et du coût du transport de la Terre à l'orbite, mais simplement du fait du fonctionnement sans maintenance de ladite station spatiale pendant de longues années.

Les systèmes convenablement conçus pour le milieu spatial s'adaptent souvent très bien à leur environnement. Par conséquent, le seul fait que le milieu spatial soit aussi favorable donne aux systèmes spatiaux l'occasion de concurrencer les systèmes installés sur la Terre. En même temps, les missions dans l'espace lointain, du fait même de l'éloignement de leurs objectifs, exigent des systèmes dont la durée de vie peut être de plusieurs décennies. Certaines demanderont des systèmes qui résistent aux effets du rayonnement.

2.8 *Utilisation sur une grande échelle de microcomposants fiables*

La miniaturisation des composants se poursuivra, modifiant l'ordonnance des systèmes de transmission de l'information, dans l'espace et sur la Terre, et conduisant, par exemple, à des systèmes comportant à la fois aussi bien des unités de traitement normalisées que des unités conçues spécialement, disposées de la manière la plus propre à l'accomplissement de leur tâche.

Un exemple de condition préalable à la réalisation d'une capacité accrue du traitement de l'information est donné par la nécessité d'employer des microcomposants électroniques à ultra-haute densité pour la mise en mémoire des données. Une lamelle de silicium de moins d'un centimètre carré peut enregistrer 10^7 bits; les mémoires en service actuellement ne peuvent pas enregistrer plus de 10^4 bits/lamelle.

L'utilisation potentielle d'aussi grandes quantités de dispositifs actifs conduira à une demande extraordinaire pour des systèmes conçus en vue d'une haute fiabilité, systèmes dont les composants devront être, soit exempts de défaillance, soit largement redondants, soit autoréparables ou posséder toutes ces qualités.

2.9 *Structures légères, de grandes dimensions et* à surface commandée

Une technologie entièrement nouvelle est à développer pour que de telles structures puissent être expédiées dans l'espace, y être déballées, assemblées et entretenues avec la précision requise pour leur orientation, leur forme, leur stabilité thermique et leur rigidité. Certaines de ces structures auront des dimensions de plusieurs kilomètres et, dans de nombreux cas, la régulation de la forme de leur surface devra être effectuée à quelques centimètres ou millimètres près par des mécanismes d'asservissement. Au nombre de ces structures, on peut citer, par exemple, de très grands réflecteurs à hyperfréquences, des antennes à hyperfréquences, des collecteurs et des radiateurs d'énergie solaire, des voiles à vent solaire, des télescopes et des enclos pour des fermes et des habitats.

Outre l'incorruptibilité de la structure et la régulation de sa forme, les interactions dynamiques en jeu par suite de la commande de l'orientation de telles structures sont sans précédent.

Le fléchissement d'une grande structure nécessitera des dispositifs de pointage d'antenne intégrés assurant une détection d'orientation en plus du système de détection d'orientation de l'engin.

2.10 *Mises sur orbite à faible coût*

Une technologie avancée des moyens de transport spatiaux est une nécessité impérative pour la rentabilité de certaines missions. Les transports par navette spatiale doivent être développés au maximum de leurs possibilités pour assurer à la fois une plus grande souplesse et un meilleur prix de revient à une variété de missions envisagées pour les dix à quinze années à venir. Pour les missions plus ambitieuses telles que la mise en orbite de grandes centrales d'énergie, l'évacuation des résidus nucléaires, des travaux de montage et de traitement dans l'espace, et l'installation de bases ou d'avant-postes spatiaux, un nouveau véhicule lourd à décollage vertical peut réduire d'au moins un tiers le coût du transport de quantités massives de matériel depuis la Terre jusqu'à une orbite basse. D'autres types de véhicules à grande poussée ascensionnelle pourraient se révéler réalisables, par exemple un véhicule monoétage muni d'ailes volant jusqu'à l'orbite, ou un véhicule à décollage vertical et à atterrissage vertical. Ces types de véhicules pourraient en toute probabilité abaisser le prix de revient du lancement à 50 dollars par kilogramme.

2.11 *Energie et propulsion nucléaires dans l'espace*

Certaines missions spatiales de longue durée exigent des puissances de fonctionnement très élevées en des lieux où l'énergie solaire n'est pas disponible en quantité suffisante. Une solution intéressante au point de vue du prix de revient consiste à utiliser une réserve d'énergie nucléaire convertie dans l'espace en énergie électrique d'une dizaine de kilowatts ou de mégawatts. Les problèmes de protection, de sécurité et d'évacuation des déchets nucléaires dans l'espace sont susceptibles de solutions.

Les radio-isotopes fournissent un moyen très efficace d'emmagasiner de l'énergie. Employés pour fournir des puissances inférieures à 10 kW_e*, avec des convertisseurs thermoélectriques ou thermoïoniques, les radio-isotopes fournissent une énergie électrique massique supérieure de trois à quatre ordres de grandeur à l'énergie fournie par des batteries électrochimiques. Les améliorations actuellement à l'étude concernant les convertisseurs thermoélectriques ou thermoïoniques et le combustible isotopique contribueront à réduire dans d'intéressantes proportions les prix de revient actuels.

Pour la production de puissances plus élevées, allant de 100 kW_e à plusieurs mégawatts, les réacteurs à fission nucléaire seront capables de fournir le même rapport masse/unité d'énergie emmagasinée que les radio-isotopes; ils contribueront en outre à réduire le prix de revient du stockage de l'énergie d'un à deux ordres de grandeur au-dessous de celui qu'il serait possible d'obtenir avec les radio-isotopes. Un système à fission nucléaire d'une puissance de 100 à 500 kW_e pourrait être mis au point dans la dernière décennie du siècle. Si l'on utilise la propulsion nucléaire pour le transport de lourdes charges, par exemple pour mettre sur orbite synchrone des centrales d'énergie solaire, il faudra développer des systèmes capables de fournir des puissances de plusieurs mégawatts.

* W_e = watts électriques.

2.12 *Techniques de propulsion avancées*

Le stockage et l'utilisation de l'énergie pour la propulsion entrent pour une part importante dans le prix de revient des missions grandes consommatrices d'énergie (missions aux confins du système solaire ou au-delà, en dehors du plan de l'écliptique, atterrissages sur des corps extra-terrestres et retours vers la Terre) et des missions de transport de grandes quantités de matériels (évacuation de résidus nucléaires, centrales spatiales d'énergie solaire ou nucléaire, bases sur orbite ou sur la Lune).

Les prix de revient très élevés du transport de lourdes charges lors de missions de longue durée peuvent être considérablement réduits grâce à l'emploi de systèmes qui accélèrent la masse éjectée jusqu'à une très grande vitesse au moyen de dispositifs électriques ou magnétiques et qui utilisent l'énergie emmagasinée dans les états nucléaires de la matière ou fournie par le rayonnement solaire. On prévoit que la propulsion électrique au moyen de l'énergie solaire et nucléaire se développera dans le courant des vingt prochaines années.

Des systèmes de propulsion encore plus perfectionnés, qui pourraient être opérationnels au début du XXI^{e} siècle, offrent la perspective de rapports masse/unité de puissance inférieurs de deux à trois ordres de grandeur à ceux qui résultent de l'utilisation de l'énergie solaire et de l'énergie nucléaire pour la propulsion. Des systèmes qui utiliseraient la fission nucléaire de noyaux de gaz, la micro-explosion par fusion ainsi que des fusées à hydrogène métastable pourraient être utilisés comme moyens de propulsion.

2.13 *Autonomie des engins et véhicules spatiaux*

Nous avons assisté aux premiers pas d'une technologie du développement de la commande à distance, sous surveillance humaine, d'engins spatiaux dotés d'une certaine autonomie. L'emploi de robots semi-autonomes exigera des moyens de bord dont les possibilités seront proches de celles des mini-ordinateurs actuels ainsi que des instruments de vision, de manipulation et d'analyse, suffisants pour permettre une interaction poussée et en temps réel (à l'exception du temps de propagation) entre l'homme et la machine. Cela impliquera des largeurs de bande de canaux allant du kHz au MHz, une mémoire de bord d'une capacité s'exprimant en mégabits, des temps de fonctionnement en microsecondes et une structure de commande comportant de quatre à dix niveaux de hiérarchie. Les technologies d'enregistrement à haute densité et de traitement de bout en bout des données mentionnées plus haut contribuent à la réalisation de ces possibilités dans les engins spatiaux semi-autonomes. Pour s'acquitter de manière autonome des tâches les plus simples, les machines doivent être mises en mesure d'acquérir de leur environnement des données dont elles construisent des modèles qui incorporent les connaissances antérieures, les lois de la physique et une certaine dose de «sens commun», modèles qu'elles utiliseront pour l'exécution de leurs tâches et pour la solution des problèmes.

Dans le cas de missions dans l'espace lointain qui exigent des réactions rapides, la télécommande et le pilotage depuis une base terrestre deviennent impraticables en raison des temps de propagation aller et retour. A des distances aussi éloignées, l'engin spatial doit être autonome pour qu'il puisse se déplacer en sécurité d'un point à un autre, déterminer sa position du moment, déclencher des séquences d'ordres et établir l'assortiment désiré d'états dynamiques indépendants de forces imprévues, internes ou externes, de défaillances du matériel ou de tout autre événement inattendu.

2.14 *Extraction, traitement et transformation industrielle des ressources lunaires*

Le temps viendra, estime-t-on, où il sera rentable de traiter et de transformer en produits sur la Lune certains minéraux extraits de son sol, puis de les transporter vers des installations situées sur une orbite terrestre ou, peut-être même, jusqu'à la Terre. L'obtention de telles ressources spatiales atténuerait la pression qui s'exerce sur la demande en énergie et en minéraux terrestres.

Sur la Lune, on trouve: de l'oxygène pour l'entretien de la vie et pour la propulsion; des métaux (par exemple, l'aluminium, le fer, le magnésium, le titane) pour les matériaux de construction et la propulsion; des matières céramiques et vitreuses pour la construction; du silicium pour les dispositifs photovoltaïques et du thorium pour les combustibles des réacteurs surrégénérateurs nucléaires. La fabrication et le montage de petits composants ou de modules destinés à de grandes structures sur orbite pourraient devenir une réalité grâce à l'emploi de matériaux lunaires. Les conditions très particulières de l'extraction et du traitement de ces ressources dans le milieu lunaire doivent être étudiées dès maintenant et développées au cours de la prochaine décennie, ou des deux prochaines, en vue de se préparer pour les occasions qui pourraient se présenter vers la fin du siècle.

2.15 *Ingénierie de l'environnement planétaire*

L'observation des imperceptibles modifications de notre environnement n'est possible que si l'on utilise des techniques spatiales. Les efforts entrepris pour prévenir la détérioration de notre environnement, ou pour réparer les dommages antérieurs, seront considérablement secondés par la connaissance globale du milieu, acquise grâce aux renseignements reçus de l'espace. Ces renseignements pourraient bien être décisifs pour la préservation de notre environnement.

En fin de compte, une fois que nous aurons appris à préserver notre propre biosphère, peut-être serons-nous en mesure de transformer les biosphères des planètes voisines pour en faire des milieux favorables aux êtres humains.

2.16 *Equipements de vie autorecyclables*

A partir d'un certain effectif de l'équipage et d'une certaine durée de sa mission dans l'espace, le prix de revient, la masse et la complexité d'un système de préservation de la vie en milieu fermé deviennent moindres que dans le cas du réapprovisionnement en produits consommables depuis la Terre. On finira par en arriver à ce compromis pour un grand nombre de missions spatiales et, comme le temps nécessaire pour le développement de ces systèmes sera très long, il est recommandé de mettre cette technologie générale à l'étude pendant le dernier quart du XX^{e} siècle.

Bien qu'il puisse se révéler impossible de garantir l'accomplissement de missions de longue durée en milieu fermé, la poursuite énergique de l'étude de cette technologie permettra au moins de réduire dans de grandes proportions les opérations de réapprovisionnement.

Il sera nécessaire de mettre au point des systèmes de contrôle et de régulation de la température, de l'humidité et probablement aussi de l'oxyde de carbone, des matières contenant des particules ou des bactéries; des systèmes de détection des traces de contamination, même en cas de recyclage biologique appréciable, devront également être développés.

2.17 *Implications physio-psycho-sociologiques des missions spatiales de longue durée*

Maintenant que de plus en plus d'êtres humains passent de plus en plus de temps dans l'espace, il s'agit de comprendre les effets physiologiques des contraintes auxquelles ils sont soumis et de développer les moyens de les pallier.

Il faudra également examiner les solutions appropriées aux problèmes d'ordre social posés par les grandes aventures spatiales. Bien que l'on ne sache pas actuellement quelle forme prendra cet ordre dans une communauté restreinte et isolée, ses composantes devront comprendre la communication, l'esthétique, l'éducation, le droit, les moyens de se divertir, les produits du travail et tous les autres éléments qui contribuent à l'image de marque des communautés d'êtres humains qui ont réussi sur cette Terre.

Il sera nécessaire d'adapter nos connaissances en sciences sociales et politiques à l'environnement spatial et de comprendre les problèmes et les opportunités particuliers à ce milieu.

3. Conclusions

Les vingt-cinq années à venir verront l'homme s'élever de plus en plus loin dans l'espace, non seulement dans un but scientifique, mais aussi pour exploiter l'espace au profit de la Terre; par exemple, pour capter l'énergie solaire, pour extraire et traiter des minéraux.

Le nombre accru et la variété des activités spatiales dans l'avenir donnent à imaginer dès maintenant la diversité des besoins en fréquences des services spatiaux.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

NASA [janvier 1976] *A forecast of space technology, 1980-2000.* NASA-SP-387, US Government Printing Office, Washington, DC 20402, N° de stock 3300-00641-1; N° de catalogue NAS-1.21:387.

RAPPORT 546-4*

TECHNOLOGIE DES SYSTÈMES SPATIAUX : TECHNIQUES DE COMMANDE D'ORIENTATION

(Question 15/2)

(1974-1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

La détermination et le maintien de l'orientation correcte des engins spatiaux sont une condition essentielle de l'accomplissement de pratiquement toutes les missions, y compris celles de recherche spatiale. La précision et la fiabilité de la chaîne de pilotage d'un engin spatial influent sur beaucoup d'autres sous-systèmes de satellite: avant tout, les antennes à faisceau étroit doivent être orientées correctement pour fonctionner efficacement, le rendement des panneaux solaires est maximal lorsque les rayons solaires sont perpendiculaires à leur plan et les détecteurs doivent être pointés avec précision pour remplir leurs fonctions. Les satellites orientés vers la Terre, avec orientation continue de faisceaux étroits en direction d'emplacements déterminés à la surface de la Terre exigent une stabilisation précise de l'orientation.

Le présent Rapport décrit diverses techniques de commande d'orientation et traite de quelques-uns des facteurs qui influent sur la précision des chaînes de pilotage.

2. Historique

Les satellites, dans leur majorité, doivent avoir une orientation fixe par rapport à la Terre. Quelques satellites de télécommunication expérimentaux sont pourvus d'antennes à faisceau étroit et à gain élevé, dont l'orientation vers des zones déterminées de la surface de la Terre doit être «bloquée». Un exemple en est donné par le satellite de technologie des télécommunications («Communication Technology Satellite»), projet commun du Canada et des Etats-Unis d'Amérique. Cet engin est muni de deux antennes orientables, à faisceau très étroit, qui pourront être pointées, à la demande, indépendamment l'une de l'autre, vers n'importe quel objectif compris dans le champ de visibilité du satellite. Afin de pouvoir pointer efficacement l'un ou l'autre de ces faisceaux de 2,5° d'ouverture, l'orientation de l'engin spatial doit être déterminée et maintenue avec une précision supérieure à 0,1°.

Les satellites d'exploration des ressources terrestres et les satellites de météorologie qui utilisent des caméras vidéo doivent fonctionner comme des plates-formes extrêmement stables pour empêcher que les petits mouvements du satellite ne déforment ou ne brouillent les images recueillies par les caméras, le côté du satellite en visibilité de la Terre étant maintenu pointé vers le nadir. Il s'ensuit que la chaîne de pilotage d'un satellite orienté vers la Terre doit faire pivoter la partie de l'engin pointée vers la Terre autour de son axe de tangage (Fig. 1), précisément une fois par orbite et éliminer en même temps les effets de tout couple perturbateur produit par le tangage, le roulis ou le lacet.

Certains engins spatiaux utilisent la Terre comme l'un des principaux objets de référence. Les principales limitations de ce type de système proviennent de perturbations optiques à la périphérie mal définie de la Terre. Les effets dus à l'aplatissement, ou ellipticité, de la Terre, peuvent être la cause d'erreurs dans la détermination de la verticale locale; il importe donc d'en tenir compte.

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4, 7, 8, 10 et 11.

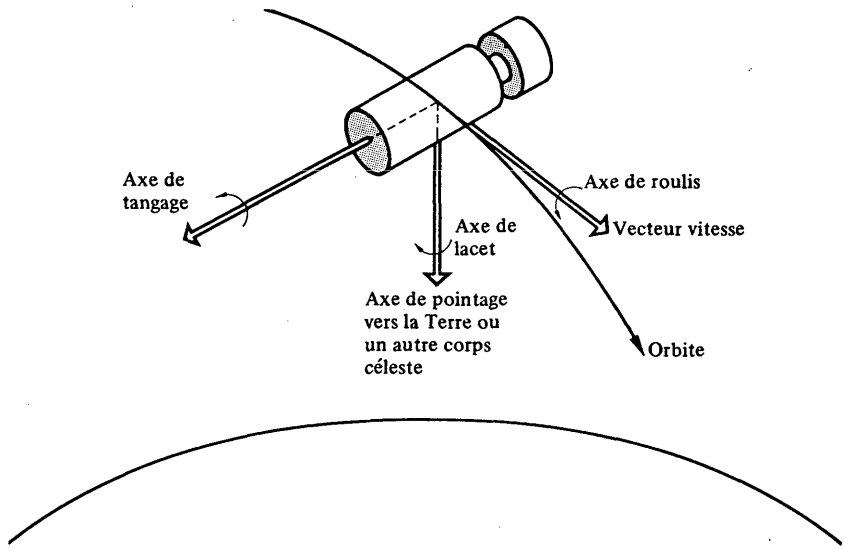


FIGURE 1 – *Système de coordonnées d'orientation*

D'autres missions de recherche spatiale demandent que la référence d'orientation du satellite soit fournie par des corps célestes autres que la Terre. Les engins spatiaux américains tels que l'OAO («Orbiting Astronomical Observatory»), l'OSO («Orbiting Solar Observatory») et les missions planétaires MARINER et VIKING utilisent le Soleil ou d'autres étoiles comme points de référence. Grâce aux systèmes à inertie tels que celui de l'OAO-3 qui comporte des gyroscopes, quatre suiveurs d'étoiles suspendus par cardan et fournissant les signaux d'erreur à des volants d'inertie ainsi qu'un très sensible détecteur d'étoiles associé au télescope expérimental, les erreurs de pointage par rapport aux corps célestes visés sont devenues inférieures à 1 seconde d'arc.

La précision intrinsèque d'une chaîne de pilotage est limitée par les conditions physiques de l'alignement des détecteurs, la stabilité structurale et thermique des plates-formes et les conditions de séparation du point de référence utilisé. Le contour indécis de la Terre et, à un degré moindre, celui du disque solaire limitent la précision de tout système de commande d'orientation utilisant l'un ou l'autre de ces corps célestes comme point de référence. On peut contrôler l'orientation avec plus de précision en utilisant comme points de référence des sources ponctuelles telles que les étoiles. Ceci est vrai, dans une encore plus grande mesure, dans le cas d'un satellite pour lequel le système principal de référence d'orientation fait partie intégrante du système expérimental d'observation (par exemple, un télescope stellaire).

3. Couples perturbateurs

La correction constante de l'orientation d'un engin spatial est une nécessité, car l'interaction de l'espace environnant et de l'engin soumet celui-ci à un couple perturbateur. Une condition préalable essentielle à un projet rationnel de chaîne de pilotage est donc de disposer de renseignements détaillés sur les couples perturbateurs, l'importance relative du couple dépendant des paramètres de la structure du satellite et de l'orbite qu'il décrit. Les principales sources de couples perturbateurs sont le gradient de pesanteur, le champ magnétique terrestre, la pression de radiation solaire, la pression aérodynamique, l'impact de météorites, le déplacement de masses à l'intérieur de l'engin spatial et l'élasticité des structures de celui-ci. Chacune de ces sources est examinée sommairement dans les paragraphes qui suivent.

3.1 *Gradient de pesanteur*

Un objet de dimensions finies, en orbite dans un champ de gravitation, est soumis à un couple de gradient de pesanteur. Un engin spatial passif oscillera de façon généralement indésirable sous l'action de ce couple; mais si l'engin a été conçu à cet effet, le gradient de pesanteur peut être utilisé comme régulateur passif et rudimentaire de l'orientation.

3.2 *Champ magnétique terrestre*

L'orientation d'un engin spatial peut également être perturbée par les couples résultant du couplage du champ magnétique engendré par l'engin et du champ magnétique créé par des sources extérieures (principalement par le champ magnétique terrestre). Ces effets peuvent être considérablement atténués par un blindage approprié de l'engin ou, dans certains cas, ils peuvent être utilisés comme couple antagoniste dans un volant à inertie ou comme couple principal.

3.3 *Pression de radiation solaire*

Le couple créé par la radiation solaire et par la pression du «vent» ionique solaire peut aussi perturber l'orientation d'un engin spatial. Ce couple, qui est de nature cyclique si le satellite est orienté vers la Terre, sera maximal dans le cas de surfaces spéculaires et plus faible si le matériau est absorbant.

Dans le cas d'un satellite géostationnaire, le couple créé par la pression de radiation solaire prédomine. Son moment dépend de la forme du satellite et du matériau superficiel et il présente des variations saisonnières par suite des variations de l'angle de site du Soleil (hauteur sur l'horizon) et de l'intensité du rayonnement solaire reçu.

A partir des mesures du couple créé par la pression de radiation solaire, on peut prévoir l'orientation d'un satellite stabilisé par rotation et déterminer les corrections nécessaires en effectuant des calculs fondés sur un modèle simple de la dynamique d'orientation du satellite comme indiqué dans l'Annexe II. Il existe d'autres couples perturbateurs de ce genre (par exemple, les couples produits par les rayons cosmiques), mais leur ordre de grandeur est habituellement faible en comparaison avec ceux qui sont produits par le Soleil.

3.4 *Pression aérodynamique*

Les forces aérodynamiques influent de façon appréciable ou prédominante sur les satellites qui gravitent à basse altitude sur des orbites circulaires, ou sur des orbites excentriques dont le périgée est à basse altitude. D'ordinaire, les effets de la pression aérodynamique peuvent être minimisés si la structure et la forme de l'engin spatial ont été soigneusement étudiées en vue de réduire et d'uniformiser la traînée; on peut aussi placer le satellite sur une orbite de plus haute altitude nominale.

3.5 *Impacts de météorites*

La quantité de mouvement imprimée à l'engin spatial par le choc d'une météorite peut habituellement être évaluée en termes statistiques, c'est-à-dire par la probabilité pour que des météorites de diverses masses heurtent un satellite donné et par grandeur résultante du transfert de quantité de mouvement.

3.6 *Déplacement de masses internes et élasticité de la structure*

Le mouvement relatif des antennes, des caméras, des panneaux solaires, du carburant ou d'êtres vivants donne naissance à des couples qui s'exercent sur le corps principal de l'engin spatial. Ces couples sont difficiles à analyser; certains sont de nature cyclique parce que les objets en mouvement doivent d'abord être soumis à une accélération, puis à une décélération, avant de trouver une nouvelle position. L'élasticité de la structure peut introduire des signaux d'erreur d'orientation intempestifs, et provoquer une résonance à la fréquence propre du système de commande d'orientation. Ces difficultés deviennent de plus en plus fréquentes avec les grands panneaux de cellules solaires. Des couples perturbateurs peuvent aussi être créés par les opérations de dégazage et par les fuites de gaz.

4. Détection de l'orientation

Les principes à appliquer et les dispositifs à utiliser pour établir des systèmes de référence d'orientation (pour détecter l'orientation ou la vitesse angulaire d'un véhicule) sont de première importance pour les chaînes de pilotage de haute précision actuellement en usage. Etant donné que la précision des chaînes de pilotage est limitée par leur degré d'aptitude à détecter les erreurs d'orientation, de grands efforts ont été faits pour la mise au point d'instruments de détection de l'orientation. Quelques-unes des techniques appliquées dans ce domaine fondamental et essentiel de la commande d'orientation des satellites sont décrites sommairement dans les sections suivantes.

4.1 *Détection par référence à la Terre ou au Soleil*

Pouvoir utiliser comme point de référence le corps céleste faisant l'objet de l'expérience est un avantage naturel. ——— C'est le cas de la plupart des satellites qui utilisent la ligne de gradient maximal de l'atmosphère terrestre (la tropopause) comme moyen de repérage du centre de la Terre. Les détecteurs peuvent fonctionner en réagissant au rayonnement infrarouge lointain de la Terre (> 8 μm) à l'aide de bolomètres à thermistance, de détecteurs pyroélectriques ou de piles thermoélectriques; ils peuvent également utiliser la diffusion de la lumière solaire réfléchie (l'albedo de la Terre) comme indicateur, par exemple à l'aide de cellules photoélectriques ou de phototransistors. La bande de longueurs d'onde la plus utilisée pour définir le disque de la Terre a été la bande de 14 à 16,3 μm associée à l'absorption de l'oxyde de carbone (CO_2).

Les plus grandes erreurs qui entachent la détermination de la verticale d'un lieu à l'aide de détecteurs dirigés vers la Terre sont causées par la limite du pouvoir séparateur à la tropopause et les variations locales et aléatoires de l'atmosphère en rayonnement infrarouge.

Les détecteurs infrarouges détectent le «centre» de l'image infrarouge de la Terre, ce «centre» est sensiblement confondu avec le point subsatellite; de tels détecteurs ne donnent donc aucune information sur les mouvements du satellite autour de l'axe de lacet. Néanmoins, leur utilisation combinée avec d'autres moyens (ex: mesures gyrométriques) permet une estimation du lacet.

Dans le cas des satellites géostationnaires actuels, qui ont un moment cinétique suffisant, le mouvement de lacet est détecté de manière indirecte toutes les 6 heures par suite des échanges entre les axes de roulis et de lacet.

Le biais irréductible fourni par les détecteurs infrarouges est de 0,02°: c'est la contribution minimale intrinsèque du détecteur infrarouge dans le bilan total d'erreur de pointage.

Actuellement, l'erreur intrinsèque des détecteurs infrarouges comporte une partie aléatoire qui est comprise entre 0,01° et 0,05° à 3σ.

Le principe de la détection de points de référence solaires est similaire à celui de la détection de points de référence terrestres. Il est vrai que l'on peut obtenir une meilleure précision de pointage par rapport au Soleil (quelques secondes d'arc) parce que son disque apparent est plus aisément défini; mais des erreurs s'introduisent lors de la transformation des coordonnées pour les rapporter à la Terre.

4.2 *Détection par référence à des astres lointains*

Des visées effectuées sur des étoiles lointaines telles que Canope ou la Polaire ont montré que des systèmes de référence stellaires peuvent offrir une meilleure précision que les détecteurs dirigés vers la Terre pour la détermination de l'orientation; en effet, une étoile est animée d'un mouvement relatif lent et prévisible sur de longues périodes de temps et offre un grand pouvoir de résolution angulaire.

Si l'on a recours à des visées sur les étoiles pour déterminer la verticale locale prolongeant le rayon terrestre, les calculs de transformation des coordonnées du système de référence impliquent la connaissance de la position géographique «vraie» de l'engin spatial, ce que l'on ne peut obtenir qu'en appliquant les méthodes actuellement connues pour la détermination des orbites.

Les détecteurs d'étoiles peuvent fonctionner, soit d'après le principe de la poursuite, soit d'après celui de la cartographie. Les suiveurs d'étoiles détectent habituellement dans deux axes, ce qui leur donne une grande souplesse de pointage. On peut utiliser des cardans mécaniques ou procéder par déplacement électronique. Des servomécanismes montés sur chaque axe manœuvrent les suiveurs pour les amener en position d'acquisition, et les angles de décalage, convenablement codés, constituent les données d'entrée de l'ordinateur.

Les détecteurs d'étoiles par «cartographie» ont récemment retenu l'attention en raison de leur simplicité au point de vue du mécanisme; ils n'ont pas de servomécanismes, d'axes articulés par cardan ou de codeurs. Un catalogue d'étoiles mécanographique et un système de reconnaissance de motifs permettent d'identifier les champs produits par les étoiles et de déterminer leur position relative.

Etant donné la précision habituellement obtenue avec les détecteurs d'étoiles, il importe de tenir compte, dans leur réalisation, des forces thermiques auxquelles ils sont soumis lors du lancement et de leur mise sur orbite et qui nécessiteront des corrections de l'alignement des suiveurs, non seulement après le lancement, mais encore à intervalles réguliers par la suite. Par exemple, les erreurs d'alignement du suiveur d'étoiles de OAO-2A par rapport à l'engin spatial ont été de deux à cinq fois plus grandes que la précision de pointage désirée, par suite des distorsions d'origine thermique et des défauts d'alignement dus aux vibrations engendrées pendant la phase du lancement. Après le lancement, il a été nécessaire de procéder à l'étalonnage et à l'équilibrage du détecteur pour obtenir la précision de pointage désirée.

L'engin OAO-3 est pourvu de suiveurs d'étoiles suspendus par cardan, destinés à rectifier l'équilibre des volants à inertie utilisés pour obtenir une référence approximative sur une étoile, afin de régler l'orientation du télescope stellaire pour son champ de vision de quatre minutes d'arc; il est également muni d'un système détecteur d'étoiles fonctionnant par l'intermédiaire du télescope de l'expérience. Etant donné que l'axe optique du détecteur est celui de l'expérience en cours et qu'il est fixe, le système a permis à l'engin spatial OAO-3 de se pointer sur l'objet à observer dans des conditions d'instabilité inférieures à environ 0,01 seconde d'arc. Les variations de l'erreur de pointage sont dues principalement aux contraintes thermiques (fonctionnement jour et nuit) et à la position de l'orbite.

Pour le satellite d'astronomie HIPPARCOS, une solution originale a été retenue, dans laquelle la mesure d'attitude (mesure stellaire) est réalisée au plan focal même de l'instrument ; la précision de restitution d'attitude a posteriori (i.e. après traitement sol) devrait ainsi être d'environ 0,001 seconde d'arc.

4.3 *Détecteurs à inertie*

Les systèmes à inertie utilisent le gyroscope en tant que dispositif principal de détection. Le système le plus simple, un ensemble de trois gyroscopes fixes intégrateurs de vitesse, peut détecter les erreurs avec un haut degré de précision. Une autre application du gyroscope est un gyrocompas dont le rôle est de détecter les déviations de lacet en dehors du plan de l'orbite, en admettant que la direction de la verticale du lieu a été déterminée séparément. Le détecteur à inertie peut aussi prendre la forme d'un gyromètre pour mesurer la vitesse angulaire de l'objet rapportée à un système fixe de coordonnées et par conséquent se comporter comme un indicateur de l'amortissement nécessaire. L'inconvénient majeur des détecteurs avec gyroscopes fixes intégrateurs de vitesse réside dans la nécessité de tenir compte du mouvement du système de référence (qui ne constitue pas une mesure de l'orientation). Il faut tenir compte en permanence de la dérive gyroscopique.

Une estimation d'attitude basée sur de l'inertie pure ne convient que pour des engins du type lanceurs dont la durée de la mission est inférieure à quelques heures. Pour des missions plus longues (satellites), un recalage par visées optiques (terre, soleil, étoiles) est nécessaire pour éviter la divergence de l'estimation due à la méconnaissance des dérives gyroscopiques. Les systèmes optico-inertiels d'estimation d'attitude permettent d'obtenir de très bonnes précisions à la fois sur l'orientation de l'engin et sur sa vitesse de rotation.

4.4 *Détection par radiofréquence*

Une autre manière de procéder à la détection par rapport à la Terre consiste en une détection par radiofréquence, dans laquelle des antennes et des circuits placés à bord d'un satellite déterminent l'orientation d'un signal radioélectrique émis par un radiophare au sol. Cette catégorie de détecteur semble naturelle pour les satellites de télécommunication puisqu'ils comportent déjà un équipement de télécommunication et que nombre des perturbations affectant le signal d'orientation affecteront également, de manière analogue, les transmissions servant aux télécommunications.

Les détecteurs à radiofréquence sont de deux types: type à impulsion unique et type interféromètre, fonctionnant l'un et l'autre selon les principes généraux des systèmes de radar de poursuite à impulsion unique, dans lesquels est traitée l'information de phase ou d'amplitude provenant d'une antenne simple ou multiple [Skolnik, 1970].

Avec les détecteurs à radiofréquence, il est plus simple de déterminer l'angle que fait le signal avec l'axe de visée (par angle, il faut entendre l'azimut et le site, c'est-à-dire, pour le satellite, son assiette autour des axes longitudinal et transversal); la rotation autour de l'axe de visée (angle de lacet) est en effet plus difficile à mesurer avec précision. On peut calculer l'angle de lacet en mesurant la rotation d'un signal polarisé provenant d'un radiophare unique, en traitant les angles d'assiette déterminés à l'aide de deux radiophares situés aux extrémités de la ligne de base la plus longue possible, ou encore en traitant des renseignements supplémentaires fournis par des détecteurs de la Terre, du Soleil ou d'étoiles. Chacune de ces méthodes de calcul a ses inconvénients. L'orientation de la polarisation est affectée par la rotation de Faraday et par les paramètres de l'orbite, de même que par la rotation différentielle et le déphasage causés par les conditions météorologiques. Le calcul de l'angle de lacet à partir de deux stations terriennes souffre de la valeur relativement faible de l'angle sous lequel la Terre est vue du satellite, alors que son estimation à partir de détecteurs du Soleil ou des étoiles suppose que le satellite est doté d'un détecteur supplémentaire à cet effet.

Malgré les effets fâcheux susmentionnés, la détection d'orientation par radiofréquence constitue une solution viable et prometteuse, d'autant plus que, pour les satellites de télécommunication synchrones, l'erreur sur l'angle de lacet affecte le pointage du faisceau dans de moindres proportions que les erreurs sur les angles d'assiette. En fait, on a déjà lancé des satellites munis de détecteurs à radiofréquence et on est en train de choisir d'autres types de détecteurs en vue de missions en projet, avec lesquels les précisions seront de l'ordre de $\pm$ 0,05° pour les angles d'assiette et de $\pm$ 0,5° pour l'angle de lacet. Le détecteur proprement dit est capable d'une précision bien supérieure, mais on doit tenir compte d'un degré disproportionné de compensation des perturbations de diverses provenances [Mamen, 1973; CCIR, 1974-78].

4.5 *Détermination de l'orientation au moyen d'un laser*

Il existe plusieurs nouveaux systèmes à laser pour pointer une antenne ou un détecteur, monté à bord d'un engin spatial, sur des emplacements donnés à la surface de la Terre. On a proposé un détecteur de rayon laser de balisage [Sepp, 1975] et dans [Aruga et Igarashi, 1977] un nouveau système pour déterminer l'orientation d'un engin spatial. Ce dernier système comprend, installé à la surface de la Terre, un émetteur laser dont le pinceau est à polarisation rectiligne et un récepteur à bord d'un satellite. Le système est caractérisé par le fait qu'il permet de déterminer complètement l'orientation de l'engin spatial (c'est-à-dire ses trois coordonnées angulaires composantes), au moyen de l'axe du faisceau laser et de son plan de polarisation. On estime que cette détermination est précise à 10^{-4} radians près (0,006°), ou mieux, pour les angles correspondant au roulis et au tangage et à 10^{-2} radians près (0,6°) environ pour l'angle correspondant au lacet. La technique du radiophare à laser basé au sol est applicable à l'étalonnage absolu des positions dans les observations de la Terre faites depuis l'espace, de même qu'à la détermination de l'orientation des satellites et des antennes. Cette technique est particulièrement utile pour les satellites géostationnaires, car la station laser basée au sol, observée depuis un satellite géostationnaire, reste fixe dans les coordonnées géocentriques. La limite de précision du radiophare à laser basé au sol, pris comme point de référence, est déterminée en dernière analyse par les phénomènes qui se produisent dans l'atmosphère terrestre. Une expérience récente [Aruga et autres, 1985] montre que cette limitation est inférieure à 30 µrad ($\approx$ 0,002°) pour les satellites géostationnaires.

4.6 *Autres considérations (satellites géostationnaires)*

En mode normal, le moment cinétique du satellite est suffisamment élevé pour maintenir l'axe de tangage quasi inertiel et assurer une rigidité suffisante au satellite dans ses mouvements autour de l'axe de lacet.

Pendant les corrections de poste sur l'orbite, des couples perturbateurs sont appliqués par les tuyères en fonctionnement. L'axe de tangage ne pouvant plus être considéré comme quasi inertiel, il devient nécessaire de détecter son mouvement pendant ces opérations, en mesurant l'angle de lacet.

Plusieurs types de détecteurs sont utilisés à cet effet: détecteurs solaires, gyromètres intégrateurs ou éventuellement détecteurs stellaires.

5. Eléments de commande d'orientation

L'orientation désirée pour un satellite peut être commandée à l'aide de dispositifs actifs ou de dispositifs passifs. Ces deux catégories d'éléments de commande d'orientation sont sommairement décrites dans les deux sections suivantes.

5.1 *Dispositifs passifs*

Parmi les couples perturbateurs dont il a été question au § 3, le gradient de pesanteur, le champ magnétique et la pression de radiation solaire peuvent être mis à profit comme éléments principaux ou secondaires de la commande d'orientation. Ces éléments ne peuvent permettre d'engendrer que des couples de faible amplitude; de tels dispositifs offrent l'avantage évident de ne pas consommer les ressources de l'engin spatial.

5.2 *Dispositifs actifs*

A la différence des dispositifs passifs, les éléments actifs utilisent l'énergie de l'engin spatial pour remplir leur fonction de commande d'orientation. Les types les plus courants sont des dispositifs à inertie angulaire (volants, gyroscopes de régulation) et les dispositifs correcteurs d'inertie (buses de réaction, bobines magnétiques).

Les applications de la technique des volants à axe fixe et à vitesse variable ont été depuis longtemps tenues pour donner de meilleurs résultats que les dispositifs passifs, car elles permettent d'atteindre un plus haut degré de précision de pointage. Leur fonctionnement repose sur le principe qu'un couple externe appliqué à un engin spatial peut être compensé par une modification appropriée de la vitesse cinétique de l'engin. (Le couple étant la dérivée première par rapport au temps du moment angulaire.) On peut neutraliser les couples perturbateurs qui s'exercent sur l'engin spatial en faisant varier la vitesse angulaire du volant autour de son axe ou en appliquant une précession gyroscopique.

Les roues à inertie (CMG: «Control Moment Gyro») fonctionnent d'après le même principe de compensation des moments que le volant à vitesse variable. Ces dispositifs consistent en un volant à vitesse constante, articulé par cardan sur un ou deux axes, qui permet ainsi de dévier l'axe du moment cinétique selon un angle pouvant, théoriquement, atteindre 90°.

Etant donné des couples perturbateurs cycliques, par exemple l'effet de l'aplatissement de la Terre ou le cycle de gravitation du Soleil, les volants et les CMG peuvent, dans certains cas, être conçus pour «absorber» ces perturbations cycliques, par exemple par une régulation limitée de la vitesse et/ou de l'orientation; les effets cumulés de ces perturbations s'annulent pratiquement en un cycle complet. Autrement, dans le cas de couples séculaires tels que les effets de la pression de radiation solaire, ces dispositifs doivent être périodiquement déchargés afin que les limites de la vitesse du volant ou de l'angle de pivotement ne soient pas dépassées. Pour cette raison, les volants et les CMG conviennent le mieux aux engins orientés par inertie, plutôt qu'aux satellites pointés vers la Terre. Les roues à réaction, en particulier si elles utilisent la technologie des paliers magnétiques, présentent des couples de frottement très faibles autorisant un contrôle très précis de la stabilité en vitesse angulaire et une durée de vie importante.

Les systèmes de commande par éjection massique (buses de réaction) diffèrent des volants et des CMG en ceci que la quantité de mouvement est éliminée au lieu d'être mise en réserve. Parmi les diverses techniques d'éjection massique, les plus répandues sont celles des systèmes à gaz froid, lesquels utilisent la poussée des gaz d'échappement pour produire la force de réaction, et les systèmes fonctionnant au propergol ou à l'hypergol, dans lesquels la poussée est produite par réaction chimique. Etant donné que les systèmes à réaction utilisent des propergols consommables, il est indispensable de déterminer l'impulsion qui sera requise pour l'exécution de telle ou telle fonction à remplir au cours de la mission et de pourvoir le système de la quantité de combustible nécessaire, ce qui n'est pas le cas avec des systèmes à inertie comme les volants et les CMG. C'est là, sans aucun doute, un inconvénient de l'emploi de buses de réaction comme sous-système principal de la chaîne de pilotage. De plus, même s'il ne suffit que d'une très faible poussée pour réorienter l'engin spatial, il faut fournir une impulsion précisément égale et de sens contraire pour arrêter son mouvement angulaire au point voulu.

6. Systèmes de commande d'orientation

6.1 *Systèmes passifs*

Lorsqu'il n'est pas nécessaire que la précision de pointage soit rigoureuse et que l'on désire une longue durée de vie des satellites, on peut employer des éléments passifs dans la chaîne de pilotage. Quelques-uns des couples perturbateurs peuvent être mis à profit pour la commande d'orientation des satellites: par exemple, le gradient de pesanteur, le champ magnétique terrestre ou la pression de radiation solaire. La méthode du gradient de pesanteur est un procédé passif type de commande d'orientation. Le satellite Dodge, par exemple, était muni de perches extensibles, sur lesquelles s'exerçaient les effets de gradient de pesanteur.

Le principe fondamental de la commande d'orientation par gradient de pesanteur réside dans le fait qu'un satellite placé dans un champ gravitationnel et ayant un moment d'inertie plus faible autour d'un de ses axes qu'autour des deux autres sera soumis à un couple tendant à aligner l'axe de moindre inertie avec le vecteur du gradient de gravité du champ local. Dans ce système, des perturbations d'origine externe agissant sur l'axe de commande y produisent des oscillations entretenues. Pour amortir ces oscillations, on utilise habituellement un dispositif passif. Le pointage qui peut être effectué de cette façon n'est généralement guère plus précis qu'à quelques degrés près.

6.2 *Stabilisation par rotation*

La stabilisation par rotation est un moyen admis pour maintenir l'orientation d'un engin spatial, parce qu'un corps animé d'un mouvement de rotation offre une résistance inhérente aux couples tendant à perturber l'axe de rotation. Du fait des perturbations internes et externes, l'axe de rotation d'un satellite muni d'un système de stabilisation par rotation présentera des tremblements ou de la conicité. Un amortisseur assume la fonction de dissiper l'énergie associée à ce mouvement et, finalement, amène l'axe de rotation à s'aligner sur la direction voulue dans les limites prédéterminées. L'axe de rotation est, en général, l'axe de plus grand moment d'inertie (axe stable au point de vue de la nutation). Sous l'action de couples externes à moyenne non nulle, le moment cinétique a tendance à s'écarter de son orientation initiale. Ce mouvement de précession doit être corrigé par un dispositif actif.

6.3 *Stabilisation par double rotation*

Le principe fondamental de la stabilisation par double rotation est le même que celui du système passif de stabilisation par rotation. Dans un système de commande d'orientation par double rotation, une partie du satellite tourne autour de son axe de rotation à la vitesse prédéterminée. Le moment cinétique de la partie tournante de l'engin spatial tend à donner à l'orientation de celui-ci une stabilité gyroscopique. Le reste de l'engin, monté fou sur l'arbre passant à travers l'axe de rotation de l'engin spatial, tourne dans le sens opposé à celui de la partie tournante avec une très petite vitesse angulaire, normalement de un tour par orbite décrite par le satellite; cette vitesse est maintenue par des boucles de commande actives, de sorte que la plate-forme antiroulis reste pointée vers la Terre ou vers une autre référence dans les limites d'erreurs prédéterminées.

L'alignement de l'arbre de la plate-forme contre-rotative et de l'axe principal de rotation est capital pour le bon fonctionnement du système de stabilisation par double rotation. Le moindre défaut d'alignement rendra la plate-forme instable et, par voie de conséquence, compromettra la précision du système d'orientation. Le mouvement conique provoqué par le défaut d'alignement est qualifié de «tremblement». Ce tremblement peut être éliminé en réglant la position de deux ou trois masselottes placées sur la partie en rotation du satellite [Nakatani et Izumisawa, 1977; Wright, 1974]. De plus, comme dans le cas de la stabilisation passive par rotation, il est essentiel que la nutation de l'engin spatial soit amortie, en particulier si l'axe de rotation est l'axe de moindre moment d'inertie.

Un exemple des progrès accomplis dans la technique de la double rotation est fourni par le satellite Intelsat-IV. La mise au point de systèmes de roulements et de transfert d'énergie, liaison entre les plates-formes à rotation et à contre-rotation, a permis de concrétiser les avantages d'antennes munies de systèmes de contre-rotation à commande mécanique, comparativement avec des antennes ayant un nombre d'éléments équivalent et munies de systèmes de contre-rotation à commande électronique dont les réseaux de synchronisation à ferrites provoquent un affaiblissement d'insertion d'au moins 2 dB. Le système de roulement et de transfert d'énergie comporte un moteur avec aimant permanent et une bobine d'excitation dont le rôle est de produire le couple compensateur des effets du frottement sur les roulements et les bagues. Un dispositif d'étanchéité à labyrinthe, un réservoir en polymère élastique et un support de roulement imprégné assurent au lubrifiant une durée de vie dix fois plus grande que la durée de sept ans prévue pour la mission du satellite.

Une caractéristique remarquable du système de stabilisation d'Intelsat-IV est la suivante: plutôt que de faire tourner le satellite autour de son axe de plus grand moment d'inertie, ce qui ne permettrait pas à la dissipation de l'énergie dans le rotor de rompre l'équilibre du satellite, on a préféré prendre pour axe de rotation l'axe de moindre moment d'inertie (pour des raisons de construction relatives au volume et à la répartition de la masse du satellite). Afin de contrebalancer la force causant le déséquilibre, résultant du choix de l'axe de rotation, la plate-forme immobile a dû être munie d'un système actif d'amortissement de la nutation pour assurer la dissipation de l'énergie.

6.4 *Stabilisation triaxiale*

Un système d'orientation triaxial, pour un satellite décrivant une orbite terrestre, est en général constitué de manière que l'axe de tangage soit parallèle à la normale à l'orbite, l'axe de roulis parallèle à l'horizontale du lieu et l'axe de lacet maintenu parallèle à la verticale du lieu. Cet ensemble de coordonnées orthogonales accomplit une révolution autour de l'axe de tangage au cours d'une période orbitale, maintenant ainsi l'axe de lacet pointé vers la Terre. La stabilisation triaxiale est souhaitable pour maintenir l'engin spatial pointé sur l'objet à observer ou si, pour des raisons d'alimentation de l'engin en énergie, il est nécessaire de maintenir constante, ou quasi constante, l'orientation des panneaux solaires sur l'axe Terre-Soleil, ce qui n'est pas possible avec un engin stabilisé par rotation où la zone utile des panneaux solaires est limitée à la projection géométrique de la superficie de l'engin.

La stabilisation triaxiale peut être réalisée par la mise en œuvre de techniques d'éjection massique ou, selon le cas, par l'utilisation des effets passifs d'influences ambiantes, mais seulement à titre de moyens de correction des moments. Toutefois, ces techniques sont utilisées d'une manière typique en même temps que des volants à réaction ou à inertie qui constituent le système primaire de commande d'orientation. Un couple d'origine externe appliqué à l'engin spatial peut être contrarié au moyen de boucles de régulation qui alimentent les volants en signaux d'erreur d'orientation fournis par les détecteurs, afin de produire un régime de décharge du moment dans les volants. Comme la capacité de stockage des dispositifs à inertie est limitée, ce type de commande d'orientation doit être complété par des buses à réaction ou par un générateur de couple magnétique afin que le moment croissant du volant puisse être réduit périodiquement.

Les techniques qui consistent à employer des volants et des CMG, conjointement avec des buses à réaction ou des moyens passifs de réduction du moment du volant, sont très diverses; aussi leur concrétisation dépend-elle avant tout des conditions de la mission assignée à l'engin spatial.

Le satellite d'observation de la terre SPOT utilise le principe d'une détection d'attitude long terme basée sur des senseurs terrestres et solaires, combinée à des mesures gyrométriques pour la référence court terme.

L'actuation est basée sur un système de roues à réaction à palier magnétique désaturées continuellement par le couple créé par des bobines magnétiques. Ce type de contrôle s'avère efficace vis-à-vis des effets perturbateurs dus à la flexibilité des appendices (générateur solaire). Les performances de pointage ainsi obtenues sont meilleures que 0.07° à 3σ et la stabilité des vitesses angulaires est de quelques 10^{-4} degré/s. [ANSTETT, 1981]

Le satellite expérimental de radiodiffusion de dimension moyenne (BSE) du Japon utilise la méthode de stabilisation triaxiale à moment nul pour la commande d'orientation. Les erreurs d'orientation sont fournies par trois types de détecteurs: le détecteur terrestre, le détecteur radiofréquence (tous deux fixés sur le corps du satellite) et le détecteur solaire, fixé aux panneaux solaires. Ce système permet de limiter les erreurs dynamiques de la commande d'orientation à ± 0,03° pour le tangage et le roulis à partir des informations du détecteur terrestre et généralement à ± 0,3° pour le lacet au moyen d'une combinaison des informations du détecteur radiofréquence et du détecteur terrestre. On note que les erreurs peuvent dépasser les valeurs indiquées pendant de courtes périodes transitoires dues au passage par la valeur zéro de la vitesse angulaire de la roue à inertie et au brouillage du détecteur terrestre par le Soleil [Shimizu, 1980].

Grâce à l'emploi diversifié d'un unique système gyroscopique de régulation d'inertie, à vitesse modulée, à double suspension par cardan, le système de stabilisation triaxial du satellite de télécommunication Molnya-I assure par alternance l'orientation vers le Soleil pour obtenir un bon rendement des panneaux solaires et l'orientation vers la Terre pour les télécommunications. Il est nécessaire de moduler la vitesse pour contrarier les perturbations causées par la forte excentricité de l'orbite de ce satellite.

Une technique à double rotation, connue sous le nom de «STABILITÉ», consiste à employer, comme unique partie mobile de la chaîne de pilotage, un seul volant de réaction pour maintenir le pointage de l'axe de tangage. Dans ce système, la commande du roulis et du lacet est assurée par l'énergie cinétique emmagasinée, avec précession par le couple engendré par le champ magnétique terrestre. Si ce couple magnétique ne peut être appliqué, en raison d'une altitude élevée et partant d'un champ magnétique faible (et variable), il peut être nécessaire d'avoir recours à des tuyères pour la commande du roulis et du lacet. Il est possible d'obtenir pour les trois axes une précision de ± 0,1°, précision qui peut être meilleure avec des instruments de repérage d'orientation plus perfectionnés.

Le satellite de technologie de communications (CTS) (connu également sous le nom d'Hermes) qui est un satellite géostationnaire, utilise un système de volant d'inertie et de tuyères de correction excentrées pour la stabilisation triaxiale. Le système comporte comme éléments principaux: un détecteur terrestre, un volant d'inertie ayant son axe parallèle à l'axe de tangage, des fusées de correction excentrées dont le vecteur couple est dans le plan roulis-lacet et un dispositif électronique de commande. Le détecteur terrestre envoie des signaux d'erreur de tangage et de roulis au dispositif électronique de commande. Les propriétés gyroscopiques du volant conjuguent les effets dynamiques de roulis et de lacet et suppriment le recours à une détection directe de l'erreur de lacet. La commande de tangage est obtenue par une accélération ou une décélération du volant fonctionnant aux alentours de sa vitesse nominale, en réponse au signal de commande provenant d'une détection de l'erreur de tangage. Le roulis et le lacet sont stabilisés par l'effet gyroscopique du volant d'inertie. Les petites erreurs de roulis et de lacet sont corrigées par la mise à feu automatique des fusées de correction excentrées, sous l'action du signal de commande provenant de la détection des erreurs de roulis. Les caractéristiques et les résultats des fonctionnements en vol figurent dans [Vigneron et Millar, 1978]. Le système a réussi à stabiliser le satellite Hermes pendant les 4 années qu'a duré sa mission. Il a rempli ses objectifs initiaux, à l'exception de défaillances temporaires occasionnelles sans gravité d'un détecteur terrestre et d'un léger battement également occasionnel provenant des roulements du volant d'inertie. D'après les mesures en orbite, on a calculé les erreurs de pointage de l'antenne de communication, soit $\pm$ 0,09° pour le tangage, $\pm$ 0,1° pour le roulis et $\pm$ 0,5° pour le lacet en mode normal de fonctionnement. Pendant la désaturation du volant d'inertie, les erreurs de pointage étaient $\pm$ 0,6°, $\pm$ 0,11° et $\pm$ 0,5° pour le tangage, le roulis et le lacet respectivement. De nombreux satellites utilisent le même principe que CTS, notamment des satellites de télécommunication tels que TELECOM 1. Un système à deux volants d'inertie (dont les moments sont dans le plan tangage-lacet de part et d'autre de l'axe de tangage) permet, entre autres, une adaptation souple aux variations d'inclinaison d'orbite (système de contrôle d'atti- d'attitude à un degré de liberté). Ce système a été retenu pour les satellites MARECS, ECS, ARABSAT, INSAT, SKYNET.

Une nouvelle génération de satellites de télécommunications tels que les satellites INMARSAT II utilise, pour le contrôle d'attitude en roulis et lacet en mode normal, les couples de pression solaire engendrés par des ailettes placées sur les panneaux solaires ; les couples adéquats sont obtenus par une modulation de l'orientation des panneaux autour de la position nominale.

Le laboratoire spatial Skylab avait des objectifs d'expérience primaires (Soleil et Terre) et des objectifs secondaires (espace céleste), ce qui nécessitait l'emploi d'une stabilisation triaxiale; celle-ci est assurée par des gyromètres détecteurs, un chercheur de Soleil, un chercheur d'étoiles et un système gyroscopique de régulation de moment, lequel est constitué par trois CMG perpendiculaires entre eux, pour la commande principale d'orientation. La désaturation des roues à inertie était assurée par des tuyères à réaction.

En général, un engin spatial orienté vers le ciel, comme l'OAO par exemple, est nécessairement pourvu d'un système de stabilisation triaxial pour effectuer des visées sur des repères multiples. Le satellite OAO-3 est équipé de suiveurs d'étoiles suspendus par cardan pour la détection approximative de l'orientation et d'un détecteur d'erreur très précis fonctionnant comme partie intégrante du télescope astronomique. Des signaux d'erreur, dérivés de quantités égales de lumière stellaire recueillies à la sortie d'une fente de diffraction, actionnent des volants à inertie très sensibles, montés sur les axes appropriés. Un générateur de couple magnétique assure la décharge continue des volants. Avec ce système, on a obtenu une précision de pointage sur les étoiles de l'ordre des millisecondes d'arc.

6.5 *Corrections* des paramètres orbitaux

6.5.1 Satellite géostationnaire

Outre la détection et la réduction ou l'élimination des erreurs d'orientation, il convient, de temps à autre, de corriger la position orbitale d'un satellite géostationnaire. Au cours de ces corrections, la stabilité d'orientation du satellite peut temporairement diminuer.

Dans le cas des satellites à stabilisation par rotation, la précision du pointage peut être temporairement altérée par suite de la nutation de l'axe de rotation qui intervient lorsqu'un propulseur axial est mis à feu en vue d'effectuer une correction d'orientation ou une correction d'inclinaison de l'orbite.

Dans le cas d'un satellite à stabilisation triaxiale, les systèmes de commande d'orientation utilisent des asservissements dont le détecteur d'erreur est constitué en mode normal, soit par un détecteur infrarouge, soit par un détecteur radiofréquence; pendant les corrections de position orbitale, ces détecteurs sont complétés par un détecteur de lacet.

La phase de correction orbitale elle-même peut durer moins d'une heure avec des propulseurs classiques à forte poussée (hydrazine), ou bien plusieurs heures avec des propulseurs à très faible poussée (propulsion ionique). Elle est suivie d'une phase d'oscillations résiduelles, particulièrement dans le cas des satellites de télévision directe à grands générateurs solaires qui présentent toujours une certaine souplesse mécanique.

La récurrence de ces corrections est, avec les systèmes classiques actuels à hydrazine (forte poussée) de l'ordre de 2 mois; avec la propulsion ionique à faible poussée, elle est pratiquement quotidienne.

L'heure du jour – ou de la nuit, précisément 12 heures plus tard – à laquelle ces manœuvres doivent être effectuées est variable tout au long de l'année puisqu'elle est liée à la précession de l'orbite, le choix étant offert de corriger l'inclinaison soit au nœud ascendant, soit au nœud descendant.

Pour ce qui est des précisions de pointage pendant les corrections orbitales, le Tableau I résume les éléments principaux, pour les satellites de télécommunication dont la puissance du générateur solaire est inférieure à 2,5 kW (poids du satellite: 700 kg).

6.5.2 Satellite d'observation héliosynchrone

Les satellites d'observation héliosynchrones nécessitent des manoeuvres importantes de correction des paramètres orbitaux avec une périodicité de l'ordre de 1 an et des manoeuvres de petite amplitude avec une récurrence de 15 jours à 1 mois pour maintenir l'altitude et le phasage des traces au sol. En général, les performances de pointage sont dégradées pendant les manoeuvres.

7. Perspectives et limites

Une commande d'orientation précise est d'autant plus importante que l'ouverture de faisceau d'une antenne de satellite est plus petite, c'est-à-dire lorsque l'étendue de la zone de service du satellite sur la surface de la Terre diminue elle aussi. L'Annexe I contient une étude sur la relation qui existe entre les perturbations de la commande d'orientation et le déplacement du point de visée d'une antenne de satellite géostationnaire, pour le système de coordonnées d'orientation illustré par la Fig. 1.

TABLEAU I – *Influence de la poussée sur la précision des asservissements de commande d'orientation au cours des corrections de positions orbitales*

	Systèmes actuels (hydrazine)		Systèmes futurs (propulsion ionique) AOCS un degré de liberté
	AOCS sans degré de liberté (1)	AOCS un degré de liberté (2)	
Durée de la correction (heure)	0,45	0,45	2
Poussée (mN)	1500	1500	20
Précision de pilotage – Roulis et tangage	0,08°	0,06°	0,05°
Précision de pilotage – Lacet	0,35°	0,25°	0,12°
Marge d'heure de correction (3)	minimum 30 minutes	minimum 30 minutes	

AOCS: "Attitude and Orbital Control System" –Système de commande d'orientation et de correction orbitale.

(1) La direction du moment cinétique est fixe dans un trièdre lié à l'engin spatial.

(2) La direction du moment cinétique est réglable dans un plan contenant l'axe de tangage de l'engin spatial.

(3) L'heure normale de la correction est variable dans le temps. Elle peut être, au choix, l'heure de jour ou l'heure de nuit suivant que l'on corrige au nœud ascendant ou descendant de l'orbite.

Etant donné que la précision finale de toute chaîne de pilotage est fonction de la détermination de l'erreur sur l'orientation, aussi bien les détecteurs que les repères choisis comme références sont déterminants. L'étude et la réalisation des systèmes doivent être fondées sur les conditions de la mission à accomplir par l'engin spatial, ainsi que sur son poids, son coût et sa fiabilité.

Le pointage des systèmes orientés vers la Terre, utilisant celle-ci comme référence principale pour leur orientation, n'est précis qu'à environ 0,1° près. Dans un avenir proche, l'élimination des effets dus à l'atmosphère et à l'aplatissement de la Terre, au moyen d'un ordinateur de bord, permettra d'augmenter la précision de pointage jusqu'à 0,05° environ.

Il n'est guère probable que l'on puisse améliorer au-delà de 0,05° la précision de l'orientation des détecteurs sur orbite basse dirigés vers la Terre. Si des précisions plus grandes de pointage vers la Terre sont indispensables, le mieux est d'utiliser des détecteurs vers le Soleil ou vers les étoiles. Dans le cas des engins orientés vers la Terre qui utilisent des suiveurs d'étoiles, la transformation des coordonnées du système de référence sidéral est sujette à des limitations imposées par l'état actuel des moyens dont on dispose pour la détermination des orbites par rapport à la Terre. La première chaîne de pilotage de ce type mise en œuvre par la NASA sera utilisée à bord du satellite d'observation de la Terre (EOS). Avec ce satellite, qui sera pourvu d'un suiveur d'étoiles à suspension par cardan et d'un ordinateur, on espère obtenir une précision de pointage de 0,001° par rapport à la Terre; cela se traduira par des erreurs inférieures à environ 5 mètres sur la détermination de l'orbite.

Les engins spatiaux dont les axes de référence sont des axes d'inertie, par exemple les satellites OAO, ont démontré qu'il était possible d'obtenir une précision de pointage par rapport aux corps célestes extrêmement grande (de l'ordre des millisecondes d'arc). Des précisions de cet ordre sont possibles grâce à l'emploi de détecteurs d'expérimentation et d'orientation fonctionnant en coordination.

En ce qui concerne les déformations structurales et thermiques d'un engin spatial, une conception et une réalisation soignées jouent un rôle déterminant si l'on désire obtenir une précision de pointage de quelques secondes d'arc. Une très légère déformation dans l'engin spatial, surtout si elle se produit dans le voisinage d'un détecteur d'orientation, est susceptible de causer des erreurs relativement grandes dans le maintien de l'orientation de l'engin. De plus, pour des erreurs de l'ordre de 0,001° dans la régulation de l'orientation, l'aptitude globale d'un satellite à maintenir son pointage en direction d'un lieu donné à la surface de la Terre ne dépend plus avant tout du système de commande d'orientation. Une erreur de pointage équivalente peut plutôt être occasionnée par des imprécisions dans les données des éphémérides. Par exemple, une incertitude de pointage de 0,001° se traduira par une erreur de pointage d'environ ± 9 m, à partir d'une orbite située à 500 km d'altitude. La précision que l'on espère obtenir dans le proche avenir pour la détermination des orbites est du même ordre de grandeur.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ANSTETT [1981] Attitude Control for low altitude satellites particular aspects related to image missions. Congrès IAF, Rome, IAF, 81-93.

ARUGA, T. et IGARASHI, T. [septembre 1977] A new method for tree-axes attitude determination of spacecraft using laser. *IEEE Trans. Aerospace Electron Systems*, Vol. 13, 5.

ARUGA, T., ARAKI, K., HAYASHI, R., IWABUCHI, T., TAKAHASHI, M. et NAKAMURA, S. [1985] Earth-to-geosynchronous satellite laser beam transmission. *Appl. Opt.*, Vol. 24, 53-56.

MAMEN, R. [octobre 1973] A microwave attitude sensing system for satellites-angular relationships. CRC Report No. 1245. Communication Researd Centre, Dept. of Communications, Ottawa, Ontario, Canada.

NAKATANI, I. et ISUMISAWA, T. [septembre 1977] Wobble of an axissymetric spinning satellite. *J. Japan Soc. Aeronaut. Space Sci.*, Vol. 25, **284**, 436-441.

SEPP, G. [1975] Earth laser beacon sensor for earth-oriented geosynchronous satellites. *Appl. Opt.*, Vol 14, 1719-1726.

SHIMIZU, S. [septembre 1980] BSE on orbit performance. International Astronautical Federation, XXXI Congress, Tokyo, Japon. 80-D-198.

SKOLNIK [1970] *Radar Handbook*. McGraw Hill, New York, NY.

VIGNERON, F. R. et MILLAR, R. A. [1978] Flight performance of the stabilization system of the Communications Technology Satellite. *AIAA J.* Guidance and Control, Vol. 1, 404-412.

WRIGHT, W. H. [avril 1974] Wobble correction for a dual spin vehicle. *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 11, 4, 255-257.

Documents du CCIR

[1974-78]: 2/234 (10/330; 11/413) (France).

BIBLIOGRAPHIE

DAVENPORT, P. B. [1969] The attitude determination system for the orbiting astronomical observatory. Proc. Symposium on Spacecraft Attitude Determination, Vol. 1.

DES JARDINS, R. [1969] In orbit star tracker misalignment estimation on the OAO. Proc. Symposium on Spacecraft Attitude Determination, Vol. 1.

DOUGHERTY, H. J. et autres [août 1971] Attitude stabilization of synchronous communications satellites employing narrow beam antennae. *J. Spacecraft*, Vol. 8, **8**.

GORSTEIN, M. et HALLOCK, J. N. [1969] Two approaches to the star mapping problem for space vehicle attitude determination. Proc. Symposium on Spacecraft Attitude Determination, Vol. 1.

GREENSITE, A. L. [1970] *Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems*. Spartan Books, Washington, DC.

HIRAI, M., SAWABE, E., KURAISHI, G., OHTAKE, T., REIDERT, M. et JOHNSTON, W. [1975] Development of medium-scale broadcasting satellites for experimental purposes. Proc. 11th International Symposium on Space Technology and Science, 473-477, Tokyo, Japan.

HUGHES, W. G. et BARNES, M. B. [avril 1970] Techniques for Earth pointing attitude control of a spacecraft. RAE Tech. Rep. 70070, 35 Farnborough, Royaume-Uni.

JPL [septembre 1969] Jet Propulsion Laboratory. Tracking and data relay satellite network. Final Study Report.

MOBLEY, F. F. [1968] Gravity-gradient stabilization results from the DODGE satellite. AIAA Paper No. 68-460. AIAA 2nd Communications Satellite Systems Conference, San Francisco, Calif., Etats-Unis d'Amérique.

PERKEL, H. [1966] Stabilité – A three-axis attitude control system utilizing a single reaction wheel. Communication Satellite Systems Technology. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, éd. Richard B. Marsten, Vol. 19, Academic Press.

QUASIUS, G. et McCANLESS, F. [1966] *Star Trackers and Systems Design*. Spartan Books, Washington, DC.

RAUSHENBAKH, B. V. et TOKAR, J. N. [1971] Attitude control system of Molniya-I communication satellite. *Automatica*, Vol. 7, 7-13, Pergamon Press, New York, N.Y.

ANNEXE I

INFLUENCE DES ERREURS DE COMMANDE D'ORIENTATION SUR LA ZONE DE COUVERTURE D'UN SATELLITE GÉOSTATIONNAIRE

1. Introduction

Cette Annexe traite de l'influence, sur la zone de service d'un satellite géostationnaire, des erreurs du système de commande d'orientation du satellite. Cette influence varie beaucoup d'une mission à une autre; on trouvera ci-après une étude élémentaire de l'influence produite par les erreurs de rotation autour des axes de tangage, de roulis et de lacet du satellite géostationnaire.

2. Système de coordonnées d'orientation

La Fig. 2 montre l'orientation des axes de tangage, de roulis et de lacet, dans un système de coordonnées cartésiennes, pour un satellite géostationnaire type. On y voit également le point désiré de visée optique de l'antenne du satellite (point P) et le point de projection du satellite, S, sur la surface de la Terre. Les paragraphes qui suivent contiennent une étude du déplacement du point P pour de petites erreurs de rotation autour des trois axes orthogonaux du satellite.

2.1 *Axes de tangage*

La Fig. 3 montre l'influence de la rotation autour de l'axe de tangage du satellite (axe Y). Cette rotation provoque un déplacement de l'axe Z du satellite vers l'est ou vers l'ouest, sur l'équateur.

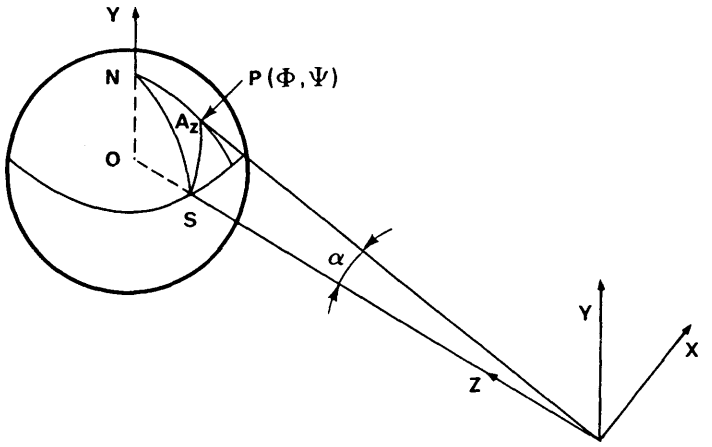


FIGURE 2 – *Système de coordonnées du satellite*

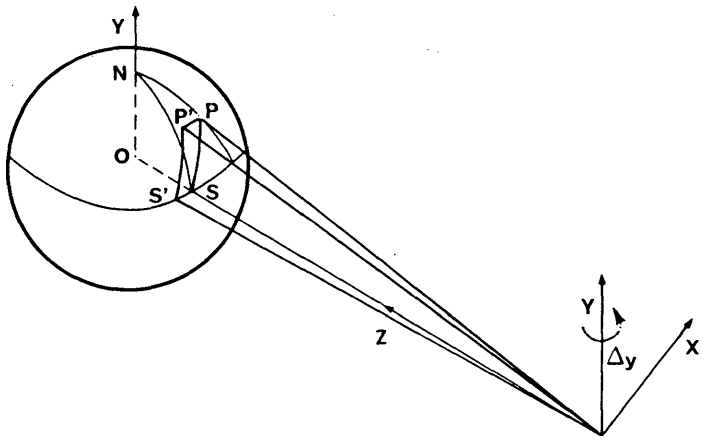


FIGURE 3 – *Erreur de pointage provoquée par l'erreur de rotation autour de l'axe de tangage*

Le déplacement du point P (km) est une fonction des angles de pointage mesurés dans l'engin spatial. Pour les emplacements de pointage voisins de l'équateur (ou pour un azimut de pointage du satellite de 90°, mesuré à partir du nord), le déplacement du point de visée optique s'exprime approximativement par:

$$d_y = R_e \left[\sin^{-1}\{k \sin(\alpha + \Delta y)\} - \Delta y - \sin^{-1}(k \sin \alpha)\right] \frac{\pi}{180} \quad \text{km} \qquad (1)$$

où

R_e : rayon terrestre à l'équateur (km)

$k = (R_e + h)/R_e$

h : altitude du satellite géostationnaire (km)

α : angle de site défini par le satellite et le point P (mesuré en degrés à partir du nadir)

Δy : erreur de rotation autour de l'axe de tangage (axe Y), (degrés).

La Fig. 4 représente la variation du déplacement du point de visée optique de l'antenne en fonction de l'erreur de tangage, Δy et de l'angle de site, α, pour des emplacements de pointage situés sur l'équateur ou au voisinage de l'équateur.

Pour des emplacements de pointage terrestres situés sur le méridien du satellite ou au voisinage de ce méridien (azimut de pointage du satellite égal à 0°, mesuré à partir du nord), l'angle de site α n'influe pas sensiblement sur l'erreur de déplacement, et le déplacement du point de visée optique est donné par:

$$d_y \approx h \cdot \Delta y \cdot \frac{\pi}{180} \quad \text{km} \tag{2}$$

La Fig. 5 montre comment l'erreur sur le déplacement du point de visée optique de l'antenne varie en fonction des erreurs de tangage, pour des emplacements de pointage terrestres situés sur le méridien du satellite ou au voisinage de ce méridien.

La Fig. 6 représente, à titre d'exemple, la variation de l'erreur sur le déplacement du point de visée optique en fonction des erreurs de tangage ou de roulis, pour un azimut de pointage de 45° (dans un quadrant quelconque).

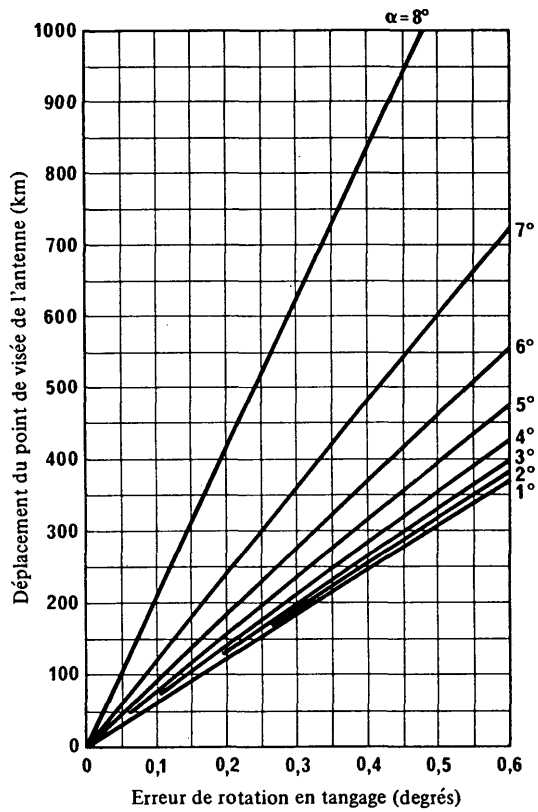


FIGURE 4 – *Erreur de pointage en fonction de l'erreur de rotation en tangage; azimut = 90°*

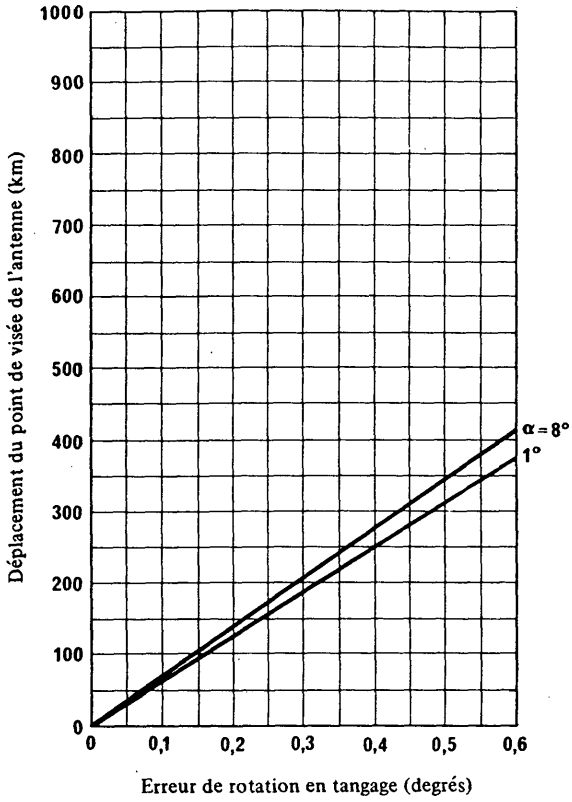


FIGURE 5 – *Erreur de pointage en fonction de l'erreur de rotation en tangage; azimut = 0°*

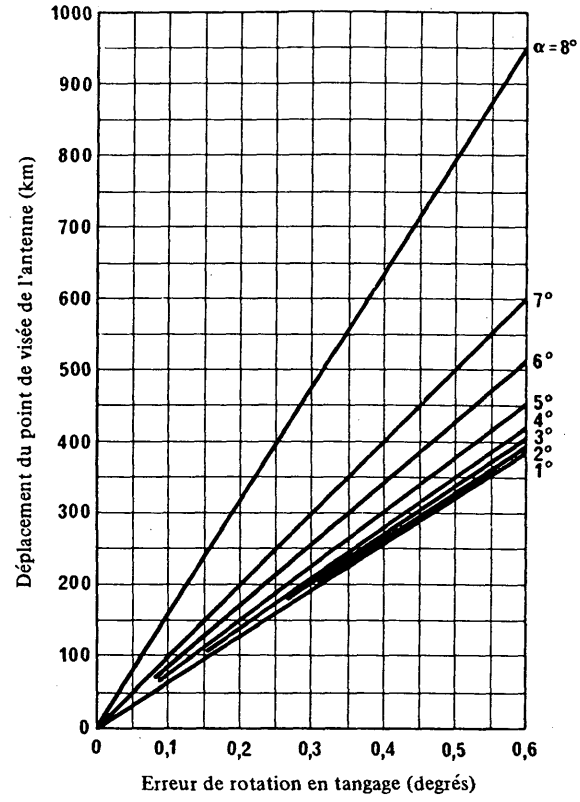


FIGURE 6 – *Erreur de pointage en fonction de l'erreur de rotation en tangage; azimut = 45°*

2.2 *Axe de roulis*

La Fig. 7 montre l'influence de la rotation autour de l'axe de roulis du satellite. Le déplacement du point de visée de l'antenne s'obtient comme indiqué au § 2.1 de la présente Annexe. Les Figures du § 2.1, illustrant l'influence de l'erreur de tangage (Fig. 4, 5 et 6), s'appliquent également aux erreurs de roulis, dans les conditions suivantes: la Fig. 4, qui montre le déplacement dû aux erreurs de *tangage* pour un azimut de pointage de 90°, représente aussi le déplacement dû aux erreurs de *roulis* pour un azimut de pointage de 0°. De même, la Fig. 5, qui montre le déplacement du point de visée optique sous l'influence des erreurs de *tangage* pour un azimut de pointage de 0°, représente aussi le déplacement dû aux erreurs de *roulis* pour un azimut de pointage du satellite de 90°.

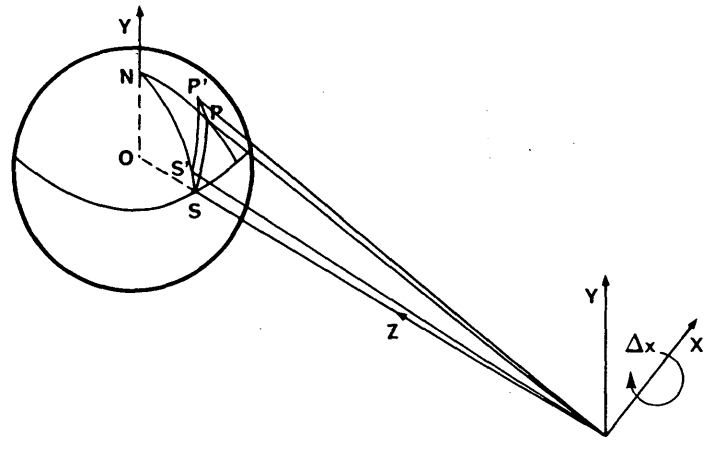


FIGURE 7 – *Erreur de pointage due à une erreur de rotation autour de l'axe de roulis*

2.3 *Axe de lacet*

La Fig. 8 montre l'influence des erreurs de rotation du satellite autour de l'axe de lacet (axe Z). On voit que le point P se déplace aussi bien en latitude qu'en longitude.

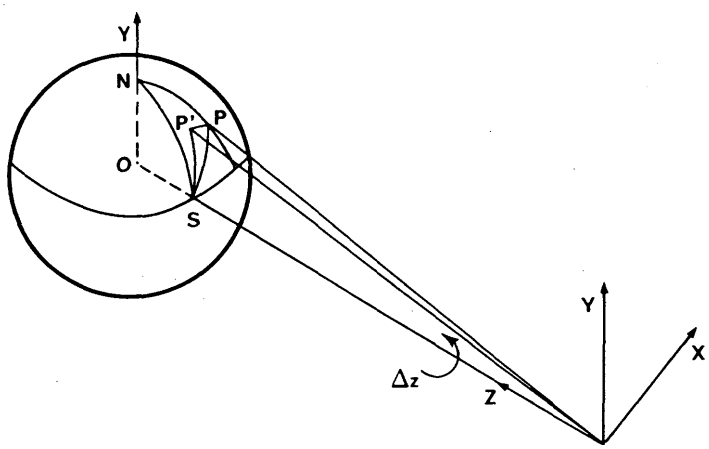


FIGURE 8 – *Erreur de pointage due à une erreur de rotation autour de l'axe de lacet*

Les erreurs de rotation autour de l'axe de lacet entraînent des erreurs de la direction de pointage en azimut de l'antenne du satellite; ces erreurs sont en correspondance biunivoque. Aussi, pour trouver la position du point P′ en fonction des erreurs de lacet, il faut déterminer les variations de la latitude et de la longitude de P en fonction des variations de l'azimut de pointage. On a la relation suivante entre la latitude du point P (Φ) et les angles d'azimut et de site (pointage) du satellite:

$$\Phi = \sin^{-1} [\cos (A_z) \sin \{\sin^{-1} (k \sin (\alpha)) - \alpha\}] \quad (3)$$

où

A_z : azimut de pointage du satellite (degrés à partir du nord).

La variation de longitude Ψ du point P (par rapport au point de projection S) a pour expression:

$$\Psi = \mathrm{tg}^{-1} [\sin (A_z) \mathrm{tg} \{\sin^{-1} (k \sin (\alpha)) - \alpha\}] \quad (4)$$

Les changements de Φ et Ψ en réponse à de petites variations d'azimut sont donnés par:

$$\frac{d\Phi}{dA_z} = \frac{-a \sin (A_z)}{\sqrt{1 - \{a \cos (A_z)\}^2}} \quad (5)$$

où

$$a = \sin [\sin^{-1} \{k \sin (\alpha)\} - \alpha]$$

et

$$\frac{d\Psi}{dA_z} = \frac{b \cos (A_z)}{1 - \{b \sin (A_z)\}^2} \tag{6}$$

où

$$b = \text{tg} \left[\sin^{-1} \{k \sin (\alpha)\} - \alpha\right]$$

Pour une valeur donnée de l'angle de site, a et b sont des constantes.

La Fig. 9 montre comment varie la distance P-P′, définie par les variations ci-dessus du point de visée de l'antenne, en latitude et en longitude. Les variations de cette distance sont tracées en fonction de l'erreur de lacet (axe Z), avec comme paramètre l'angle de site de l'antenne du satellite (mesuré à partir du nadir). On voit que pour de grands angles de site – en particulier lorsqu'on s'approche du limbe de la Terre (8,5°) – l'erreur maximale introduite par une erreur de 1° sur la commande du lacet est de l'ordre de 90 km.

On trouvera ci-dessous le calcul d'une expression approchée de l'erreur admissible sur la rotation autour de l'axe de lacet (Δz), tel que le déplacement du point P ne dépasse pas le déplacement qui serait dû à des erreurs Δy ou Δx (respectivement tangage et roulis):

$$d_z = R_e \, \Delta z \{\sin^{-1} (k \sin \alpha) - \alpha\} \frac{\pi}{180} \quad \text{km} \tag{7}$$

et

$$d_x \text{ ou } d_y = R_e [\sin^{-1} \{k \sin (\alpha + \Delta y)\} - \Delta y - \sin^{-1} (k \sin \alpha)] \frac{\pi}{180} \quad \text{km} \tag{8}$$

où

d_z : distance parcourue par le point P par suite d'une rotation Δy autour de l'axe de lacet

d_x ou d_y : distance parcourue par le point P par suite d'une rotation autour de l'axe de tangage ou de roulis (Δx ou Δy).

En égalant les expressions de d_z et de d_x ou d_y et en résolvant en Δz, on obtient:

$$\Delta z = \left[\frac{\sin^{-1} \{k \sin (\alpha + \Delta y)\} - \Delta y - \sin^{-1} (k \sin \alpha)}{\sin \{\sin^{-1} (k \sin \alpha) - \alpha\}}\right] \tag{9}$$

Pour les petites valeurs de α et Δy, l'expression se réduit à:

$$\Delta z \approx \frac{\Delta y \text{ ou } \Delta x}{\sin \alpha} \tag{10}$$

où Δy, Δx, Δz, et α sont exprimés en degrés.

Il y a lieu de noter que cette expression n'est qu'une approximation, valable seulement pour les petits angles (avec $\alpha = 2°$, Δx ou $\Delta y = 0{,}1°$, on obtient une erreur de 3%). Pour de grands angles, il faut utiliser l'expression complète.

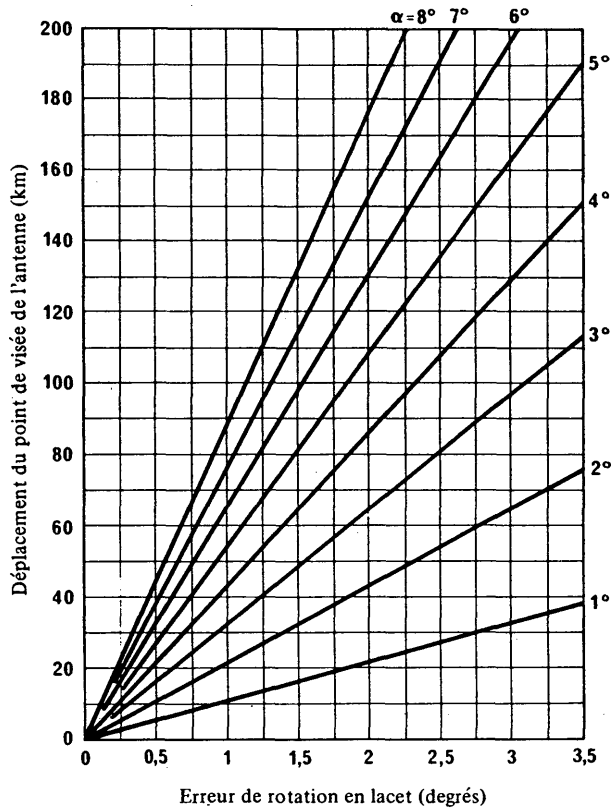


FIGURE 9 – *Déplacement du point de visée en fonction de l'erreur de rotation en lacet – tous azimuts*

(paramètre : angle de site, α)

2.4 *Conclusions*

En résumé, les déplacements dus à une valeur donnée de l'erreur en tangage sont relativement peu influencés par la direction de pointage, sur le méridien du satellite ou au voisinage de ce méridien (voir la Fig. 5); ils sont proportionnels au décalage sur l'équateur ou au voisinage de l'équateur (voir la Fig. 4). Par ailleurs, les déplacements dus à une valeur donnée de l'erreur en roulis sont relativement peu influencés par la direction de pointage sur l'équateur ou au voisinage de l'équateur; ils sont proportionnels au décalage sur le méridien du satellite ou au voisinage de ce méridien. Dans le cas le plus défavorable, de petites erreurs (environ 0,1°) de tangage ou de roulis provoquent des déplacements égaux ou supérieurs à des erreurs de lacet de l'ordre de 2°.

ANNEXE II

DÉRIVE DE L'AXE DE ROTATION SOUS L'INFLUENCE DU COUPLE EXERCÉ PAR LA PRESSION DE RADIATION SOLAIRE

De nombreux satellites géostationnaires de télécommunication ont un corps à symétrie axiale et des antennes munies d'un système antiroulis. L'axe de rotation d'un tel satellite subit une dérive, sous l'action, essentiellement, du couple exercé par la pression de radiation solaire. Le moment de ce couple dépend de la forme du satellite et de son matériau superficiel et il présente des variations saisonnières sous l'effet des variations de la hauteur du soleil et de l'intensité du rayonnement solaire reçu.

La vitesse angulaire de dérive de l'axe de rotation est proportionnelle au moment du couple exercé par la pression de radiation solaire. La Fig. 10 représente cette vitesse pour la dérive effective de l'axe de rotation du satellite expérimental japonais CS (satellite expérimental de télécommunication de capacité moyenne).

La variation d'orientation provoquée par des couples perturbateurs peut théoriquement se calculer, mais la procédure est passablement complexe. En revanche, on peut, en utilisant des données réelles concernant la vitesse angulaire de dérive de l'axe de rotation, prévoir l'orientation du satellite en résolvant l'équation:

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = D(\vec{s} \times \vec{r}) \qquad (11)$$

où

$\vec{r}$: vecteur unitaire de l'axe de rotation,

$\vec{s}$: vecteur unitaire dirigé vers le Soleil,

D : vitesse angulaire de dérive de l'axe de rotation.

Ces vecteurs sont représentés sur la Fig. 11, ainsi que le système de coordonnées.

En utilisant les données de la Fig. 10 pour la vitesse angulaire de dérive, on peut résoudre l'équation (11) et prévoir l'orientation du satellite CS. Un exemple est donné sur la Fig. 12. Les prévisions ainsi établies concordent de façon satisfaisante avec les valeurs réelles des paramètres d'orientation calculées à partir des données de télémesure.

Pour maintenir l'orientation d'un satellite avec la précision fixée, il est nécessaire de procéder périodiquement à des corrections. La durée séparant ces corrections est proportionnelle à l'importance de l'erreur admise et inversement proportionnelle à la vitesse angulaire de dérive. Dans le cas d'un satellite pour lequel cette vitesse correspond aux valeurs de la Fig. 10, la périodicité doit être conforme aux courbes de la Fig. 13 qui correspondent à trois valeurs pour l'erreur admissible, respectivement égales à 0,2°, 0,1° et 0,05°.

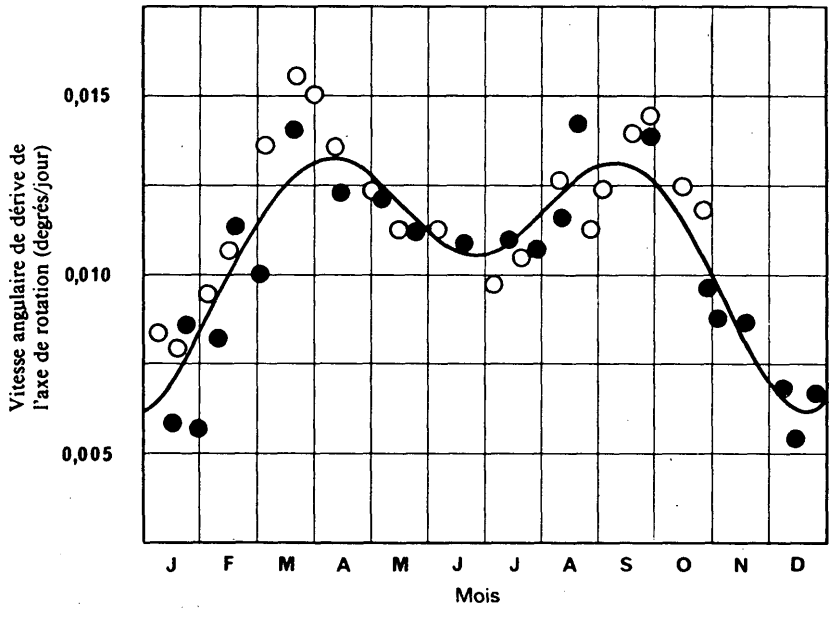


FIGURE 10 — *Vitesse angulaire de dérive de l'axe de rotation du satellite CS*

● 1978

○ 1979

——— Courbe d'ajustement pour 1978

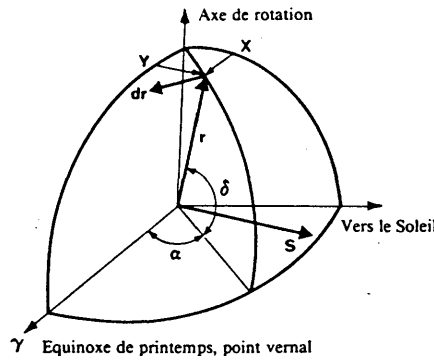


FIGURE 11 — *Système de coordonnées utilisé pour l'équation de la dérive de l'axe de rotation*

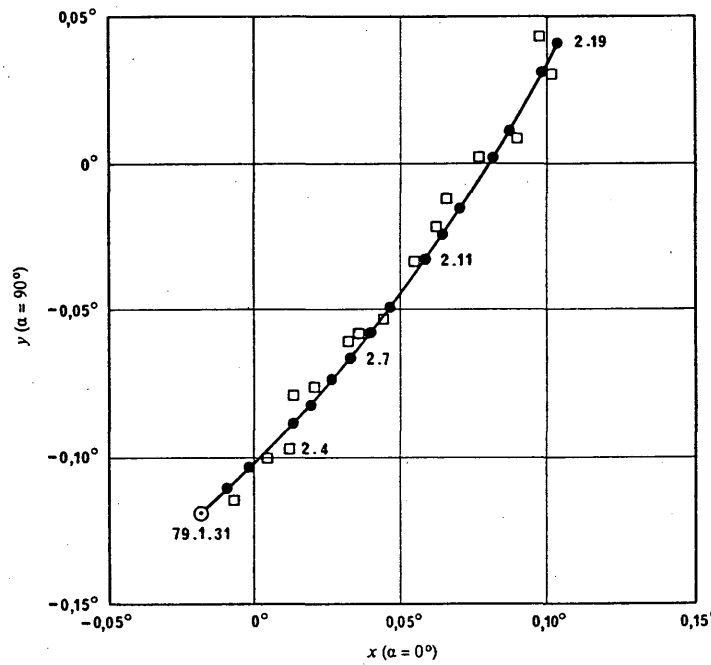


FIGURE 12 — *Prévisions d'orientation du satellite GS*

□ Orientation sur la base des données de télémesure
● Prévisions
⊙ Orientation initiale

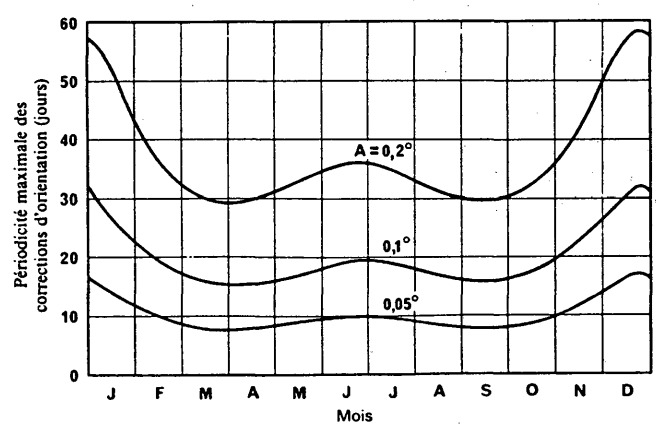


FIGURE 13 — *Périodicité des corrections d'orientation pour un satellite dont la vitesse angulaire de dérive correspond à la Fig. 10*

A: erreur d'orientation admissible

RAPPORT 673-3

SYSTÈMES DE PRODUCTION D'ÉNERGIE ÉLECTRIQUE DES ENGINS SPATIAUX

(Question 15/2)

(1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

Le but du présent Rapport est de fournir des renseignements sur les systèmes de production d'énergie électrique des engins spatiaux passés, actuels et futurs (jusque vers 1990). Ces renseignements portent uniquement sur les systèmes qui ont fait l'objet d'études approfondies et dont les applications spatiales seraient vraisemblablement possibles d'ici à 1990.

2. Historique

D'une manière générale, les besoins en énergie électrique à bord des engins spatiaux n'ont fait que croître dans le passé et l'on s'attend qu'ils continueront à augmenter dans l'avenir.

Les besoins actuels ont atteint 1,5 à 3 kW pour les systèmes à satellites de télécommunication de grande capacité et 3,5 à 6 kW pour les satellites de radiodiffusion télévisuelle directe pendant la période sans éclipse. A ce niveau, la puissance est ou sera fournie par des systèmes à conversion photovoltaïque, complétés par des systèmes de batteries chimiques qui fournissent de l'énergie lorsque les satellites sont occultés par la Terre. Dans le cas des satellites de radiodiffusion, le recours à des batteries de grande capacité ouvre une plus grande liberté dans le choix des positions orbitales, par rapport à la solution actuelle qui consiste à les placer à l'ouest de la zone de service.

Les vols spatiaux vers les confins du système solaire, pour lesquels la conversion de l'énergie solaire en électricité devient impossible, et certaines autres missions spatiales, ont rendu nécessaire le développement et la mise en œuvre de systèmes de production d'énergie radio-isotopique dans une gamme de quelques centaines de watts. L'application et la mise au point de systèmes nucléaires ne seront possibles que si les problèmes de sécurité ont été mûrement étudiés. Dans les cas de sondes lointaines dont la mission active est limitée dans le temps (quelques jours à une dizaine de jours, par exemple), on peut utiliser des piles au lithium.

3. Technologie actuelle

La technologie actuelle de production d'énergie primaire pour les satellites est examinée dans les sections qui suivent.

3.1 *Systèmes à panneaux de piles solaires et à batterie d'accumulateurs électrochimiques*

Les piles solaires (photopiles) peuvent être montées directement sur le corps principal du satellite (Satellite spinné à stabilisation gyroscopique) ou bien montées sur des panneaux déployables (rigides ou à substrat souple) orientés vers le soleil (satellite 3 axes à roue à inertie). Dans ce dernier cas un moteur électrique assurant la rotation des panneaux est nécessaire. Chacun de ces deux types de satellite ont leur avantage spécifique mais du point de vue quantité de piles solaires il faut, à caractéristiques égales, environ 2 fois plus de piles solaires sur un satellite spinné que sur un satellite 3 axes.

Les volumes de lancement offerts par les nouveaux lanceurs comme STS et ARIANE ont permis de porter la puissance électrique des satellites spinnés à 2,2 kW (INTELSAT 6) et des satellites stabilisés 3 axes à 3,7 kW (TVSAT/TDF1) ou même 5 à 7 kW (OLYMPUS) en début de vie.

Dans le cas de stations spatiales habitées, des panneaux, montés sur des palettes déployées depuis l'engin spatial après le lancement, peuvent porter le niveau de puissance des systèmes photovoltaïques jusqu'à atteindre un ordre de grandeur de plusieurs kilowatts. Ces panneaux sont en général munis d'un système de poursuite qui les oriente vers le soleil de façon continue afin d'optimiser leur efficacité. On a construit et utilisé avec succès dans l'espace (Skylab) de grands panneaux rigides déployables, orientés vers le Soleil, pouvant fournir une puissance de 16 kW.

Un inconvénient des panneaux solaires rigides de forte puissance nécessaires à l'alimentation des futures stations spatiales est le volume relativement grand dont on a besoin dans la coiffe de l'engin spatial. Les panneaux solaires flexibles déployables (piles solaires montées sur des supports flexibles) permettent d'atteindre une densité d'arrimage plus élevée pendant le lancement, les supports des panneaux solaires flexibles étant repliés ou enroulés. Ils peuvent être conçus également pour être repliés par télécommande (plate-forme récupérable EURECA de l'ASE).

Un panneau solaire expérimental flexible du type enroulable a été utilisé en 1971 [Wolff et Wittmann, 1972]. Un panneau flexible repliable a été utilisé en 1974 sur l'engin spatial britannique de technologie Miranda (X4). Un panneau flexible repliable de 1,2 kW a été incorporé au satellite canadien de technologie des télécommunications [Harrison et autres, 1976].

Le satellite de télédétection SPOT 1 lancé par la France en 1986 est équipé d'un générateur de 1,2 kW à photopiles monté sur support souple, replié en accordéon au moment du lancement. Une version plus puissante (2,2 kW) équipera le satellite de télédétection européen ERS 1 qui sera lancé en 1989. Le grand satellite expérimental de télécommunication européen OLYMPUS 1 de l'ASE est équipé d'un générateur souple à pliage accordéon capable de fournir 3,6 kW en fin de vie (ce générateur est optimisé pour des puissances de 5 à 7 kW).

Les recherches sur les systèmes de panneaux solaires des satellites de télécommunication ont pour principal objectif d'augmenter les rapports puissance/masse et puissance/surface de façon à réduire le coût de lancement ou permettre d'augmenter la masse d'ergols pour améliorer la durée de vie. En ce qui concerne les grands générateurs solaires de 15 kW comme ceux destinés à la station spatiale COLUMBUS les études portent également sur la diminution du volume occupé pendant le lancement.

Une grande partie de ces recherches visent toujours à apporter des améliorations supplémentaires aux piles solaires et à leur revêtement. A la suite de la mise au point, vers le milieu des années 70, de piles solaires au silicium, d'une plus grande sensibilité dans les parties bleu et violet du spectre, et de piles à faibles pertes par réflexion (pile solaire BSR), cette technique a encore été perfectionnée [Scott-Monck, 1978] avec la mise au point de piles ayant un champ et un réflecteur de face arrière (pile solaire BSFR). Ce type de pile comporte un champ électrique incorporé près du contact arrière, qui réduit les pertes électriques en ce point. Une combinaison de la technique du champ arrière et d'une technique de traitement du silicium, qui permet d'obtenir une surface non réfléchissante, a permis de mettre au point des piles expérimentales ultra-minces dont l'épaisseur est de 50 μm (l'épaisseur des piles actuellement utilisées varie entre 200 et 250 μm), dont la masse est faible et dont les caractéristiques électriques ne subissent aucune réduction significative après plusieurs années de fonctionnement dans l'espace. Une nouvelle gamme de revêtements de piles solaires a été mise au point au Royaume-Uni [Taylor et autres, 1982] et est utilisée actuellement sur les panneaux de la plupart des engins spatiaux. Ces revêtements ont un pouvoir de transmission supérieur, un plus grand pouvoir absorbant face aux particules de rayonnement et peuvent avoir une épaisseur de 50 μm, comme la pile solaire ultra-mince. Les couches réfléchissantes de la face arrière des piles au silicium permettent d'atteindre des températures de fonctionnement moins élevées dans l'espace et de contribuer ainsi à une amélioration supplémentaire de l'efficacité de conversion, cette efficacité augmentant à mesure que la température de la pile diminue. Pendant la décennie 1970-1980, le rendement global des piles solaires spatiales au silicium est passé de 10% à environ 14%, du point de vue de la durée de vie.

Jusqu'ici, tous les panneaux solaires opérationnels sur les engins spatiaux ont utilisé des piles solaires au silicium. Des études intensives ont été menées en vue de trouver d'autres matériaux pour ces piles mais, dans un avenir proche, seules les piles solaires à arséniure d'aluminium et de gallium semblent offrir une autre solution dans certaines applications. Des piles de ce type étudiées en laboratoire [Knechtli et autres, 1980] montrent un très grand rendement (18%) et une sensibilité plus faible aux rayonnements de l'espace. Des piles solaires à arséniure de gallium avec un rendement typique de 17,5% ont été développées et sont régulièrement produites au Japon [Matsuda et autres, 1986]. Ces piles sont utilisées pour les satellites japonais de communications CS-3a et CS-3b qui ont été lancés en 1988. Aucun des autres types de piles solaires étudiés, par exemple les piles au sulfure de cadmium, les piles au silicium amorphe ou à intervalle multi-bande, n'a jusqu'ici atteint l'efficacité et la fiabilité des piles solaires au silicium actuellement utilisées dans l'espace. Jusqu'à présent les résultats des efforts immenses actuellement déployés dans la recherche de systèmes de production d'énergie photovoltaïque pour les applications terrestres n'ont pas encore eu de fortes répercussions sur l'évolution des piles solaires utilisées dans l'espace.

Au cours de la période 1970-1980, les progrès de la technique des piles solaires et des structures ont abouti à des améliorations notables du rapport puissance/poids des panneaux solaires (les renseignements suivants se rapportent au fonctionnement initial dans l'espace et le poids comprend celui des piles solaires et de la structure-support). Les panneaux de piles solaires montés sur le corps principal d'engins spatiaux ont permis d'atteindre un rendement de 7 à 8 W /kg, pour une masse spécifique de 4 à 5 kg/m^2. Le rendement des panneaux déployables à un niveau de puissance compris entre 0,5 et 2 kW est passé de 10 à 30 W /kg, alors que la masse spécifique a diminué de 7 à 3,6 kg/m^2.

Entre 1980 et 1986, on est parvenu en Europe [Mamode et autres, 1986] à une amélioration notable des indices de performances des panneaux solaires déployables destinés aux satellites de télécommunication stabilisés 3 axes qui seront lancés à partir de 1989.

L'indice de performance en Watts par kg pour une puissance calculée après 7 ans sur orbite géostationnaire, en incluant les dispositifs de déploiement, est passé de 23 W/kg sur les satellites ARABSAT (1,5 kW fin de vie) à 39 W/kg sur les satellites EUTELSAT 2 qui seront lancés en 1989 (3 kW fin de vie).

Les progrès ont porté sur les piles BSR au silicium, sur l'amélioration du refroidissement des piles, sur l'allègement des volets rigides et des dispositifs de déploiement mécaniques et pyrotechniques.

La fiabilité et le poids total d'un système combinant panneaux solaires et batterie d'accumulateurs dépendent fortement des caractéristiques des accumulateurs électrochimiques. Les systèmes de batterie revêtent une importance particulière pour les satellites géostationnaires de télécommunication et de radiodiffusion de grande puissance, notamment s'ils doivent fonctionner en permanence, et pendant les périodes d'éclipse diurne de 45 jours qui se répètent deux fois par an. A l'heure actuelle, la durée de vie de la batterie semble être le facteur le plus important dans la conception des systèmes d'alimentation de longue durée (limitation du nombre de cycles charge-décharge).

Jusqu'ici, on a utilisé des batteries cadmium-nickel dans la plupart des missions spatiales. Mais dans les satellites de télécommunication de grande puissance, la masse des batteries nickel-cadmium pouvant représenter 10 à 20% de la masse du satellite, on s'attache actuellement à mettre au point des cellules nickel-hydrogène et [Young, 1979] plus légères. Des systèmes de batteries nickel-hydrogène ont été expérimentés en vol avec succès sur l'engin spatial NTS-2 [Dunlop et Stokel, 1978] et elles sont utilisées sur plusieurs engins spatiaux du type Intelsat-V. Le passage des batteries nickel-cadium aux batteries métal-hydrogène se traduit par une augmentation de l'énergie spécifique utile qui passe de 20 Wh/kg à 33 Wh/kg ou davantage. Il est aussi admis que les batteries nickel-hydrogène auront une durée de vie considérablement supérieure à celle des batteries nickel-cadium*.

---

* Pour une profondeur de décharge de 100 % et pour des capacités de l'ordre de 20 Ah, les énergies spécifiques réalisables sont respectivement de 35 Wh/kg pour les accumulateurs Nickel-Cadmium et 60 Wh/kg pour les accumulateurs Nickel-Hydrogène.

Les satellites EUTELSAT 2 seront les premiers satellites européens de télécommunications munis d'accumulateurs Ni-H2. Ils permettront d'utiliser les 16 canaux 50 W pendant la totalité des éclipses.

La technologie des accumulateurs Ni-H2 est maîtrisée actuellement aux Etats-Unis. Des développements sont en cours en France, au Japon et au Royaume-Uni.

Bien qu'aucune expérimentation dans l'espace n'ait eu lieu on envisage comme alternative aux accumulateurs chimiques, aux USA et en France, l'emploi de roues à inertie pour le stockage d'énergie. On peut également mentionner des expérimentation sur les couples au lithium reversibles ou accumulateurs au lithium comme Li-V_2O_5 ou Li-TiS_2 [Otzinger, 1985]. On étudie par ailleurs la possibilité d'utiliser un accumulateur chaud au sodium-soufre [Dueber et autres, 1985].

3.2 *Collecteurs solaires*

Quand plusieurs dizaines de kilowatts sont demandés, par exemple pour les grandes stations orbitales, les systèmes à collecteurs solaires (capteurs de chaleur) peuvent conduire à des bilans massiques et volumiques intéressants. Les dispositifs actuellement à l'étude comportent des concentrateurs solaires, un système de conversion d'énergie selon un cycle du type Brayton ou Rankine, un turboalternateur. A ce type de générateur peut être associé un dispositif de stockage d'énergie par voie électrochimique, mécanique ou thermique.

3.3 *Systèmes nucléaires*

Les applications de la technologie nucléaire à la production d'énergie électrique à bord des engins spatiaux permettent d'entrevoir de grandes possibilités quant à la puissance, à la durée de vie et à la fiabilité. Beaucoup d'efforts [Stadter et Weiss, 1975] ont cependant été nécessaires pour assurer la sécurité du fonctionnement de ces systèmes. Les paragraphes suivants traitent de certaines sources d'énergie et de techniques de conversion qui ont fait jusqu'à ce jour l'objet d'études très poussées.

3.3.1 *Radio-isotopes*

Depuis les premières années 1960, on a utilisé les radio-isotopes comme source d'énergie pour la production d'électricité à bord des engins spatiaux; les systèmes ainsi réalisés ont été décrits dans de nombreuses publications.

C'est en 1961 que l'on a obtenu pour la première fois de l'énergie électrique d'origine nucléaire destinée à des applications spatiales, lorsqu'un générateur à combustible de 2,7 W utilisant du plutonium 238 a été mis sur orbite par les Etats-Unis d'Amérique. Plus récemment, des générateurs thermoélectriques à radio-isotopes (RTG: Radioisotope Thermoelectric Generator) ont été employés pour cinq missions d'expériences à la surface de la Lune du programme Apollo (ALSEP: Apollo Lunar Surface Experiment Packages); quatre RTG ont été utilisés à bord de chacun des satellites interplanétaires Pioneer 10 et 11 (exploration de Jupiter et de Saturne). Ces missions ont permis de prouver la fiabilité des RTG.

Le développement de la technologie des générateurs thermoélectriques à radio-isotopes a atteint le point où l'on peut considérer que, en pratique, ils pourront fournir les kilowatts d'énergie électrique nécessaires aux engins spatiaux. Grâce à des études très poussées, on peut maintenant doubler le rendement par l'emploi de nouvelles substances thermoélectriques au Si Ge. On prévoit que ces systèmes permettront d'augmenter la puissance à environ 9 à 11 W par kilogramme. Ces perfectionnements, ainsi que la perspective d'une réduction de 50% du prix de revient du plutonium-238 à longue durée de vie, indiquent que, pour certaines missions, les systèmes RTG pourraient être presque compétitifs.

Il faut souligner que la quantité de matière radioactive emportée est très importante, et que celle-ci, en l'occurence le plutonium 238, est extrêmement dangereuse par sa grande toxicité. Il se pose alors le problème de la rentrée atmosphérique accidentelle et de la dispersion de la matière qui provoquerait, aux puissances envisagées, une catastrophe planétaire.

Des études sont en cours pour remplacer le système de conversion à thermo-éléments par des machines thermodynamiques. Les cycles de Brayton, de Rankine et de Stirling sont peut-être les plus intéressants moyens de conversion. Il s'agit de machines thermodynamiques comportant une source nucléaire de chaleur qui transfère l'énergie à un fluide moteur, lequel entraîne un groupe turbo-générateur-compresseur. Normalement, le rendement de ces systèmes de conversion est deux à trois fois celui des systèmes de conversion employant des substances thermoélectriques. Toutefois, leur prix de revient actuel et leur poids sont plus élevés.

3.3.2 *Réacteurs à fission*

Plusieurs types de réacteurs à fission nucléaire ont été étudiés en vue d'applications spatiales. Un système opérationnel pourrait être mis au point dans le courant des dix prochaines années dans le cadre du programme de recherche SP-100 des Etats-Unis [Truscello et Davis, 1984]. Ce système utilisera éventuellement un combustible au bioxyde d'uranium noyé dans du molybdène, le refroidissement se faisant par des tubes à circulation de lithium.

4. Perspectives et limitations

Le Tableau I indique les caractéristiques de qualité de fonctionnement des trois principaux systèmes actuellement en concurrence pour la production d'énergie électrique à bord des engins spatiaux. Bien qu'il existe beaucoup d'autres techniques de production et de conversion d'énergie, les trois systèmes indiqués dans le Tableau I sont considérés comme étant ceux qui ont le plus de chances d'être installés à bord d'engins spatiaux dans un avenir prévisible.

Dans l'avenir immédiat, les systèmes de production d'énergie électrique à bord des engins spatiaux comporteront encore très probablement des cellules solaires perfectionnées et des batteries chimiques, en raison des progrès récents de leur technologie et des qualités de fonctionnement en vol, dont elles ont fait preuve dans la gamme des puissances de quelques kilowatts. Les missions dans l'espace lointain et les missions interplanétaires à des distances du Soleil de plusieurs UA continueront à avoir besoin de la technique de pointe des RTG pour la conversion de l'énergie. Il se peut que l'on tirera profit des avantages offerts par les systèmes nucléaires (puissance continue indépendante de la lumière du soleil) pour les émissions à très grande puissance (5 à 20 kW_e) d'engins spatiaux en direction de la Terre, ou de satellites de radiodiffusion, lorsque les contraintes de sécurité et du rapport poids/prix de revient auront été éliminées. Les points de sécurité critiques à étudier dans les systèmes d'énergie nucléaire installés à bord d'engins spatiaux sont assez nombreux. En plus des exigences particulières du traitement et de l'évacuation des sous-produits des réacteurs nucléaires à longue durée de vie, les systèmes d'énergie nucléaire des engins spatiaux risquent des accidents graves: défaillance et explosion du lanceur, dispersion des éclats, incendie, échauffement aérodynamique au cours de la rentrée dans l'atmosphère, atterrissage violent à très grande vitesse et possibilité de pénétration dans le sol et d'oxydation après l'impact. Chacun de ces types d'accident exige des études approfondies sur les matériaux utilisés, en vue de s'assurer que la source de chaleur radioactive (dont la demi-durée de vie, pour certaines, peut être d'environ 100 ans, ou même plus) ne contaminera pas l'atmosphère terrestre ou les eaux.

5. Résumé

Le choix d'un système d'alimentation en énergie électrique pour les engins spatiaux dépend de nombreux facteurs en plus de la puissance qu'il doit fournir. Le Tableau I indique l'estimation des caractéristiques de qualité et des prix de revient des systèmes les plus courants.

Les caractéristiques du sous-système panneau solaire-batterie dépendent de la mission à accomplir par l'engin spatial; le nombre des éléments incorporés dans le sous-système, tels que les mécanismes d'orientation des panneaux, les détecteurs, les unités de stockage et le câblage des circuits électriques, doivent tous entrer en ligne de compte dans l'évaluation de la puissance globale du système.

Les possibilités de fonctionnement du système nucléaire à radio-isotopes et réacteur n'ont pas encore été complètement explorées dans le cadre d'une mission; la sécurité et le prix de revient demandent encore à être évalués.

L'évolution constante des possibilités de fonctionnement et du niveau de puissance atteint par les systèmes à panneaux de cellules solaires et à batteries chimiques fait que ces systèmes continueront à représenter la principale source d'alimentation en énergie électrique pour les missions spatiales, au moins pendant la période 1980-1990. Dans certaines applications les systèmes nucléaires pourront ultérieurement remplacer les systèmes à panneaux de cellules solaires et à batteries chimiques, à condition que les problèmes de sécurité éventuels puissent être résolus.

TABLEAU I — *Estimation des caractéristiques de fonctionnement de quelques systèmes d'alimentation en énergie électrique des Etats-Unis*

Système	Etat de la technologie	Année de mise en service prévue	Caractéristiques de qualité et de prix de revient (1)	
			kg/W	dollar U.S./W
Cellules photovoltaïques				
< 2 kW (2)	en service	—	3×10^{-2}	5×10^{2}
2 à 100 kW (unités légères)	en service	1980–1985	2×10^{-2}	2×10^{2}
> 100 kW (unités de coût modique)	développement ultérieur	1985–1990	5×10^{-3}	5×10^{3}
Radio-isotopes				
Conversion thermo-électrique 0,1 à 1 kW	en service	—	3×10^{-1}	$1{,}5 \times 10^{4}$
Conversion Brayton 0,5 à 5 kW	en cours de développement	1985	$1{,}5 \times 10^{-1}$	2×10^{4}
Réacteurs				
Conversion thermo-électrique 100 kW	en cours de développement	—	$2{,}5 \times 10^{-1}$	$1{,}5 \times 10^{2}$

(1) Incertitude estimée de la caractéristique de qualité de fonctionnement ± 20 à 100%.
(2) Dans certaines applications particulières telles que Skylab, ce chiffre a été dépassé.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

DUEBER, R.E. et ALLEN, D.M. [août 1985] Continued testing of sodium sulfur satellite cells, 20th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Miami, Fl. Etats-Unis d'Amérique.

DUNLOP, J. et STOKEL, J. [avril 1978] NTS-2 nickel-hydrogen battery performance. 7th AIAA Communications Satellite Systems Conference, San Diego, CA, Etats-Unis d'Amérique.

HARRISON, T. D., LANG, G. B., GORE, V., VINGERON, F. et GUITTNER, E. [septembre 1976] In orbit characteristics of the communications technology satellite deployable solar array, 11th Intersociety Energy Conversion Enginnering Conference.

KNECHTLI, R. C., KAMATH, S., EWAN, J. et LOO, R. Y. [avril 1980] Development of space-qualified GaAs solar cells. Proc. 2nd European Symposium on Photovoltaic Generators in Space. ESA SP-147. Heildelberg, Allemagne (République fédérale d').

MAMODE, A., BARTEVIAN, J., BASTARD, J.L. [septembre 1986] The high performance solar array GSR 3, Proc 5th European Symposium on Photovoltaic Generators in Space, European Space Agency, ESA SP-267, Scheveningen, Pays-Bas.

MATSUDA, S., SHIRAHATA, K., KAWAKAMI, A., YOSHIDA, S., OTODA, M. et HOKUYO, S. [1986] Manufacture status of GaAs solar cells for space applications. Proc. 5th Europe Symposium on Photovoltaic Generators in Space, ESA SP-267, novembre 1986, pp. 31-35, Scheveningen, Pays-Bas.

OTZINGER, B.M. [août 1985] Geosynchronous performance of a lithium-titanium disulfide battery. 20th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Miami, Fl. Etats-Unis d'Amérique.

SCOTT-MONCK, J. [juin 1978] Overview of space solar cells. Conference Records 13th IEEE Photovoltaic Specialists' Conference, Washington DC, Etats-Unis d'Amérique (voir la bibliographie).

STADTER, J. T. et WEISS, R. O. [1975] Thermo structural analysis of the MHW-RTG graphite aeroshell. IEEE Electronics and Aerospace Systems Convention (EASCON '75), Convention Record, 887.

TAYLOR, H. SIMPSON, A.F. et Dollery A.A. (mai 1982) Proc. 3rd European Symposium on Photovoltaic Generators in Space.

TRUSCELLO, V. C. et DAVIS, H. S. [décembre 1984] Nuclear-electric power in space. *IEEE Spectrum*, Vol. 21, 58-65.

WOLFF, C. et WITTMANN, A. [1972] The flight of the FRUSA. AIAA Paper N° 72-510.

YOUNG, H. [novembre 1979] European battery development status. NASA Goddard Space Flight Center, Battery Workshop.

BIBLIOGRAPHIE

ESA [11-13 septembre 1978] Agence spatiale européenne. Proc. 1st European Symposium on Photovoltaic Generators in Space. ESA SP-140. ESTEC, Noordwijk, Pays-Bas.

ESA [15-18 avril 1980] Agence spatiale européenne. Proc. 2nd European Symposium on Photovoltaic Generators in Space. ESA STP-147. Heildelberg, Allemagne (République fédérale d').

ESA [30 septembre - 2 octobre 1986] European Space Agency. Proc. 5th European Symposium on Photovoltaic Generators in Space. ESA SP-267. Scheveningen, Pays-Bas.

GOEBEL, C. J. [1975] SNAP 19 Pioneer 10 and 11 RTG performance. IEEE Electronics and Aerospace Systems Convention (EASCON '75), Convention Record, 868.

IECEC [5-10 août 1979] Proc. 14th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Boston, MA, Etats-Unis d'Amérique.

IEEE [5-8 juin 1978] Conf. Rec. 13th Photovoltaic Specialists' Conference, Washington, DC, Etats-Unis d'Amérique.

SCHUMANN, F. A. et OSMEYER, W. E. [1975] Advanced heat source development for static and dynamic radioisotope space power systems. IEEE Electronics and Aerospace Systems Convention (EASCON '75), Convention Record, 911.

RAPPORT 674-2

CHARGE ÉLECTROSTATIQUE DES ENGINS SPATIAUX

(Question 15/2, Programme d'études 15D/2)

(1978-1982-1990)

1. Introduction

La construction et le lancement de satellites est une entreprise coûteuse qui oblige à prendre de gros risques. Il importe par conséquent, qu'une fois correctement mis sur orbite, les engins spatiaux fonctionnent correctement aussi longtemps que prévu. Cependant, l'environnement spatial est hostile et l'expérience nous a montré que, pour éviter tout incident, il faut analyser avec un soin extrême les risques que représentent les particules et/ou les radiations ambiantes pour les matériaux et les systèmes des engins spatiaux. Il existe maintenant une liste assez complète des "anomalies" et des défaillances qui se sont produites en orbite, mais dont la cause est généralement impossible à déterminer avec précision. Un des principaux responsables d'un grand nombre de ces incidents est la décharge électrostatique, qui est due à l'accumulation locale d'une charge supérieure au seuil de claquage. Ce phénomène, appelé charge électrostatique des engins spatiaux, se produit facilement sur les surfaces exposées, mais aussi à l'intérieur des matériaux diélectriques placés à proximité d'une surface non protégée. Des effets analogues (par exemple des pannes ponctuelles) dus à des radiations pénétrantes, par exemple des rayons cosmiques, et à des particules de la ceinture de Van Allen, compliquent le problème, mais ils sont traités séparément car les méthodes employées pour s'en protéger sont très différentes.

2. Problèmes opérationnels

Les satellites inhabités sont des engins d'une grande complexité technique qui sont dotés d'une alimentation en énergie autonome (généralement solaire), de liaisons radioélectriques de télécommande et de télémesure, et d'ordinateurs de bord. Ils sont appelés à fonctionner dans des conditions de grand vide, d'apesanteur et d'équilibre thermique variable, et cela sans maintenance. Dans l'ensemble, ils ont donné toute satisfaction, en grande partie grâce aux essais complets effectués avant les lancements et à l'application de procédures sévères de contrôle de la qualité. Etant donné que tous les engins spatiaux cessent de fonctionner tôt ou tard et que l'analyse des pannes se réduit souvent à des conjectures, il n'est pas facile d'expliquer les anomalies dues à la charge électrostatique des engins spatiaux. Ces dernières années, de nombreux organismes de lancement d'engins spatiaux ont un peu trop facilement imputé à la charge électrostatique des effets opérationnels transitoires. La difficulté vient de ce que les satellites victimes d'anomalies sont rarement équipés d'instruments capables de mesurer la charge électrostatique, alors que les satellites scientifiques, qui eux sont équipés pour étudier la charge électrostatique, ont été soigneusement conçus pour être insensibles à la décharge. A titre exceptionnel, ATS [DeForest, 1972], METEOSAT [Wrenn et Johnstone, 1987], DMSP [Gussenhoven et autres, 1985] et SCATHA [Mullen et autres, 1986; Li et Whipple, 1988] ont apporté des preuves concrètes de la charge électrostatique, mais jamais le rapport de cause à effet n'a pu être

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4, 8, 10 et 11.

établi clairement. Et pourtant, il existe de nombreuses corrélations bien établies entre, d''une part, la fréquence et l'heure des anomalies et, d'autre part, des variables comme l'heure locale et les indices d'activité géomagnétique qui déterminent l'intensité de la charge électrostatique.

Le National Geophysical Data Center de Boulder (Colorado) a compilé une base de données sur les anomalies des engins spatiaux [Allen et Wilkinson, 1986], qui contient plus de 2 000 entrées; on y constate par exemple qu'entre minuit et 6 heures du matin il s'en produit en moyenne 64% de plus que pendant les autres tranches de 6 heures. Le 2 juin 1973, DCSC-9431 a été victime d'une défaillance complète de son système électrique [Pike et Bunn, 1976]; le 27 février 1982, MARECS-A est passé d'un pointage géocentrique à un mode de réacquisition solaire d'urgence [Capart et Dumesnil, 1983]; le 26 novembre 1982, GOES-4 a été réduit complètement à l'impuissance [Allen et Wilkinson, 1986]; le 8 mars 1985, ANIK-D2 est devenu incontrôlable après que la plate-forme d'antenne se fut soudain mise à surgyrer [Wadham, 1987]. Ce ne sont là que quelques exemples d'anomalies graves qui ont été attribuées à des perturbations géomagnétiques; à coup sûr, il s'en est produit de nombreuses autres. La plupart des incidents ont frappé des satellites en orbite géosynchrone parce que les conditions y sont très souvent propices à une forte charge électrostatique; les caprices du milieu ambiant et les phénomènes de charge électrostatique ont été étudiés en détail par GEOS-2 et SCATHA. Les anomalies les plus courantes sont les commandes fantômes, les perturbations des fonctions logiques, les changements de mode intempestifs et les indications d'état erronées, mais quelquefois aussi des défaillances aléatoires de composants. La plupart de ces défaillances peuvent heureusement être corrigées par les centres de contrôle, mais elles se soldent toujours par une perte de données, une diminution de la fiabilité et un raccourcissement de la mission, sans parler de ce que coûte le renforcement des effectifs et de la surveillance.

3. Les mécanismes de charge

Whipple [1981] a parfaitement étudié le potentiel des surfaces dans l'espace. Une surface atteint son potentiel d'équilibre lorsque le courant net allant vers elle est égal à zéro. Les sources de courant sont au nombre de trois: premièrement, les particules chargées contenues dans le milieu ambiant (électrons et ions positifs, mais surtout protons au-dessus de 1 000 km); deuxièmement, les électrons secondaires et les photoélectrons émis par la surface; et troisièmement, les fuites en direction ou en provenance d'une couche sous-jacente éventuelle (substrat). La différence de potentiel entre la surface et le substrat détermine le courant correspondant qui n'est pas toujours négligeable même si les isolants sont de bonne qualité. Les courants de surface sont des fonctions complexes de leur potentiel; la contre-réaction négative limite les courants et a tendance à induire un équilibre dynamique. La structure d'un satellite ("la masse" électrique) tend vers un potentiel d'équilibre, par exemple -19 kV sur ATS-6 [Olsen et Purvis, 1983], mais cette charge électrostatique absolue ne présente pas vraiment de danger. La charge électrostatique différentielle est beaucoup plus dangereuse parce qu'elle peut se produire entre des éléments de surface, mais aussi à l'intérieur de matériaux diélectriques; le claquage qui s'ensuit provoque un transitoire de décharge qui peut s'étendre à tous les systèmes électroniques sensibles de l'engin spatial.

3.1 Charge absolue

En orbite basse, dans la plasmapause, les potentiels n'atteignent que quelques volts, négatifs ou positifs selon la concentration de plasma froid et selon que la surface est éclairée ou pas par le soleil. A plus haute altitude, là où $Ne < 10^2$ cm^{-3}, la photoémission maintient généralement le potentiel de structure au voisinage de zéro, sauf lorsque les effets des particules de haute énergie deviennent importants. Les flux de plasma en provenance du feuillet qui sont surtout fréquents aux alentours de minuit et aux premières heures de la

matinée en cas d'orage secondaire, donnent aux engins spatiaux proches d'une orbite géosynchrone de forts potentiels négatifs. Tant que l'état d'équilibre électrostatique n'est pas atteint, le flux d'électrons, dont l'énergie va de quelques kV à quelques dizaines de kV, est toujours supérieur à celui des ions qui peuvent être attirés. En cas d'éclipse (inférieure à 75 minutes, aux environs de minuit heure locale, en orbite géosynchrone), le potentiel d'un engin spatial peut approcher les -19 kV cités ci-dessus, mais au soleil ce potentiel ne dépasse pas quelques centaines de volts [Mullen et autres, 1986]. Dans ces cas-là, l'intensité de la charge absolue dépend dans une grande mesure de la température moyenne du plasma environnant. En éclipse, le potentiel d'équilibre dépend de la quantité d'électrons secondaires libérés par les surfaces du satellite [Katz et autres, 1986]. La vitesse de charge dV/dt, qui est inversement proportionnelle à la capacitance ($\approx 4\pi\varepsilon_o Ro$), est généralement de plusieurs centaines de volts par seconde. Au soleil, la photoémission limite le potentiel et la vitesse de charge à des valeurs plus faibles, mais encore critiques. En dehors d'un quadrant minuit-six heures, en heure locale (qu'il faut peut-être étendre de huit heures du soir à huit heures du matin) l'environnement paraît incapable d'induire des conditions de charge à fort niveau.

3.2 Charge différentielle

Etant donné que les surfaces des engins spatiaux ne sont pas toutes conductrices et reliées électriquement, il est clair que de grandes différences de potentiel peuvent apparaître entre des éléments de surface isolés, et entre ceux-ci et les couches sous-jacentes ou la structure. La masse électrique de l'engin spatial reste flottante ce qui minimise le courant net, et les surfaces conductrices en sont effectivement dépendantes. L'intensité de la charge dépend du spectre énergétique des particules incidentes, des propriétés des matériaux, de la géométrie et de la configuration de la surface, ainsi que de l'orbite et de l'orientation du satellite. La conductivité, la constante diélectrique et les coefficients de rendement de l'émission secondaire et de la photoémission sont cruciaux. Les capacitances liées à la charge différentielle pouvant être élevées, la charge dure relativement longtemps (plusieurs minutes), et les contraintes temporelles, par exemple la rotation propre des satellites, sont importantes. Le mélange d'ensoleillement et d'ombre est probablement celui qui provoque les plus grands contrastes, mais d'autres asymétries peuvent provenir du mouvement du satellite (perturbations dues aux effets d'étrave et de sillage), du champ géomagnétique (les flux d'électrons énergétiques sont alignés sur les lignes de force du champ) et les champs électriques induits, $\underline{v} \times \underline{B}$. Tout se complique du fait que les surfaces sont couplées par l'intermédiaire du plasma, que des enveloppes de charge spatiale se développent et que le champ électrique local est complexe; des électrons secondaires émis par une surface peuvent être attirés par une autre surface, et des barrières de potentiels peuvent réfléchir des flux incidents ou émis [Purvis, 1983].

Il est fort probable que ce mécanisme est responsable de nombreux cas de décharge électrostatique lors de missions en orbite géosynchrone. En effet, 90% des anomalies de MARECS-A se sont produites entre 00.30 et 06.30 heure locale, pas pendant une éclipse, et généralement à des moments de grande activité géomagnétique [Capart et Dumesnil, 1983]. Etant donné que les électrons énergétiques sont précipités régulièrement vers des altitudes faibles dans les zones aurorales, les conditions sont réunies pour que des problèmes analogues se posent en orbite basse à forte inclinaison (POLAIRE). De fortes charges électrostatiques ont été observées [Gussenhoven et autres, 1985], mais aucune anomalie n'a été rapportée. Les dimensions accrues des engins spatiaux que l'on se propose de mettre en orbite polaire devraient les rendre encore plus sensibles à ce phénomène [Katz et Parks, 1983]

3.3 Charge diélectrique profonde

Un plus grand nombre d'électrons énergétiques, d'un potentiel compris entre plusieurs centaines de keV et plusieurs MeV, peuvent pénétrer très profondément dans un diélectrique et induire une charge dans la masse du matériau. Si la vitesse d'accumulation est supérieure à la vitesse d'écoulement de charge par conductivité intrinsèque, les différences de potentiel risquent d'atteindre le seuil de claquage, et d'entraîner une décharge [Vampola, 1987]. Ces flux d'électrons apparaissent dans la magnétosphère extérieure, et de nombreuses anomalies qui se produisent dans le secteur diurne sont imputables à ce phénomène [Baker et autres, 1987]. On suppose que ce type de charge se fait lentement, et peut prendre des heures, voire des jours; c'est la fluence totale (flux intégré) qui devient le paramètre critique. Les composants non blindés proches de la surface de l'engin, par exemple les câbles, sont les plus touchés; il suffit de 2 mm d'aluminium, ou d'un métal équivalent, pour arrêter la plupart des électrons destructeurs, c'est-à-dire ceux dont l'énergie est inférieure à 1 MeV.

4. Modes de claquage

Les surfaces chargées isolées, qu'elles soient diélectriques ou conductrices, perdent progressivement leur charge par conduction vers la couche sous-jacente. Elles se déchargent vers l'espace dès qu'elles sont au soleil ou rencontrent de fortes concentrations d'ions froids (les nuages de plasma ne sont pas rares en orbite géosynchrone), mais ces transitoires ne sont pas directement conduites vers le reste de l'engin spatial. Le détecteur terrestre installé à bord d'ANIK-A démontre clairement qu'un barillet mécanique à lentilles se décharge périodiquement par photoémission [Wadham, 1987]. Les décharges par claquage sont plus usuelles et plus dangereuses. Celles qui mettent en jeu un conducteur relié électriquement à la structure risquent de provoquer plus de dégâts parce que de grandes pointes de courant (à fort ampérage) peuvent être conduites vers n'importe quel circuit fragile ou couplées par induction avec lui. Les conducteurs flottants (par exemple les écrans thermiques à revêtement métallique) claquent plus facilement que les diélectriques, mais ces derniers peuvent supporter une plus grande charge, et la décharge, lorsqu'elle se produit, se propage à partir d'un point de départ à travers la totalité de la surface. La décharge produit un puissant champ électrique et une modification de la charge d'espace (par éjection) autour du satellite, et une chute soudaine du potentiel absolu, ce qui peut provoquer des effets rayonnés supplémentaires. Le claquage ne dure que quelques centaines de nanosecondes, mais une série de claquages peut durer jusqu'à plusieurs dizaines de microsecondes. Si les nombreuses anomalies qui se produisent à des moments de calme géomagnétique ou dans le secteur diurne, loin de l'endroit où le flux d'électrons s'intensifie, sont dues à une décharge électrostatique, alors deux explications seulement sont possibles: soit elles sont causées par des électrons de grande énergie, soit il s'écoule un long moment, pouvant aller jusqu'à plusieurs heures, entre la charge et le déclenchement de la décharge. Une intensification locale du champ électrique, remplissant les conditions de claquage, peut se produire sur un satellite préalablement chargé, paradoxalement due à de la photoémission (par démasquage d'une ombre, ou par une sortie d'éclipse) ou à un plasma froid (côté diurne de l'orbite).

5. Conseils de protection

Le principe de la prévention de la décharge électrostatique due à une charge de la surface est bien connu: il faut éliminer tous les diélectriques et les conducteurs isolés exposés. Cela est malheureusement soit impossible, soit d'un coût prohibitif. La charge profonde des diélectriques peut être supprimée efficacement au moyen d'un écran de protection (d'environ 2 mm d'aluminium), mais il est impossible d'arrêter les électrons de très haute énergie (plusieurs MeV). Des directives techniques concernant l'évaluation et le contrôle des effets de la charge électrostatique sur les engins spatiaux ont été mises au point par la NASA [Purvis et autres, 1984], qui devraient être suivies chaque fois que cela est possible.

5.1 Limitation de l'accumulation de la charge

La mise à la masse correcte (< 1 MΩ) des conducteurs n'est généralement pas une opération difficile et elle est fortement recommandée. Elle concerne tous les éléments de structure ou les éléments soumis à des contraintes mécaniques, le revêtement métallique des films plastiques de régulation thermique, les écrans de câble, les plaques de circuits imprimés, etc. Les matériaux trop isolants, par exemple les fluoropolymères comme le téflon, les composés époxy-fibres de verre et le mylar, devraient être évités. Aujourd'hui, on dispose de matériaux diélectriques à fuites comme le téflon au carbone et les polyimides au kapton en fine couche, ainsi que toute une gamme de peintures conductrices. Les revêtements à l'oxyde d'étain et à l'indium sont transparents et ont été employés avec succès lorsque les propriétés thermo-optiques doivent être conservées, par exemple pour les panneaux solaires de grande dimension, les miroirs secondaires et les enveloppes au kapton. En outre, des progrès ont été réalisés en matière d'implantation d'ions dans le verre de cellules photovoltaïques.

5.2 Protection des circuits

Les concepteurs de circuits électroniques pour satellites sont depuis toujours soumis à de sévères normes pour la suppression des interférences électromagnétiques, et des règles de bonne pratique se sont fait jour. Etant donné que les composants électroniques continuent à être de plus en plus susceptibles, il n'y a pas de place pour le laxisme et les nouveaux systèmes doivent être rigoureusement mis à l'épreuve. Les faisceaux de câbles et les systèmes de mise à la masse doivent être examinés d'un oeil critique parce qu'il est souvent possible de placer des filtres pour les transitoires à décharge rapide. Il arrive parfois que les mécanismes ou les mémoires fonctionnent trop rapidement, mais on peut y remédier en ajoutant des dispositifs de retard [Lechte, 1987], sans nuire à la qualité de la réponse. Les câbles les plus vraisemblablement soumis au rayonnement des décharges électrostatiques sont ceux situés à l'extérieur de la structure principale. Les couches d'isolation thermique, même mises à la masse, ne constituent pas une protection vis-à-vis du champ électromagnétique produit par la décharge. Tous les câbles non situés à l'intérieur de la structure devraient être blindés.

5.3 Modélisation et qualification

Des programmes de modélisation par ordinateur ont permis de mieux comprendre le phénomène de la charge électrostatique des engins spatiaux. NASCAP [Katz et autres, 1983] est un code à trois dimensions qui permet la simulation dynamique des processus de charge électrostatique; c'est un outil précieux pour estimer la probabilité des anomalies et évaluer quantitativement les solutions possibles. Des codes analogues sont en cours de préparation pour les missions en orbite basse et en orbite polaire. Il n'est généralement pas praticable de placer un engin spatial dans une chambre à vide pour étudier les effets de l'irradiation des électrons, mais on pourrait envisager d'effectuer des essais spéciaux sur les sous-systèmes. Ou alors, on pourrait injecter des signatures simulées de décharge pendant le programme de qualification et faire des essais sur l'engin intégré. A présent, il n'est pas possible d'affirmer qu'il existe une procédure standard d'essai qui garantisse un fonctionnement correct en orbite.

5.4 Surveillance en vol

Les données relatives aux satellites opérationnels qui sont soumis à des phénomènes de charge électrostatique particuliers font toujours défaut; il serait souhaitable que chacun d'eux soit doté d'instruments de surveillance, par exemple des spectromètres à électrons ou à ions, des sondes du potentiel de surface et des analyseurs de transitoires. Une simple sonde de Langmuir, à polarité négative fixe pour détecter les ions thermiques, serait particulièrement adaptée. De petits instruments ne donnant qu'un minimum de contraintes à la mission seraient beaucoup plus efficaces pour résoudre les questions en suspens que toutes les simulations possibles au sol. Ainsi, les caractéristiques de charge de matériaux de surface ont été obtenues par le moniteur de potentiel (POM) du satellite géostationnaire expérimental japonais ETS-V [Nishimoto, 1989].

6. Conclusions

L'expérience donne à penser que même si toutes les procédures recommandées sont appliquées, les satellites géosynchrones sont victimes de défaillances dues à la charge électrostatique. On ne sait toujours pas expliquer pourquoi autant d'anomalies se produisent dans le secteur diurne. Il semble que les flux d'électrons énergétiques soient rarement assez puissants pour produire les fluences nécessaires aux décharges dans les diélectriques épais. En revanche, il est rare que les ions plasmaphériques froids soient totalement absents de l'orbite, de sorte qu'il est peu probable que les éléments de surface conservent une forte charge pendant de nombreuses heures.

Récemment, des propositions en faveur de vastes plates-formes polaires en orbite basse ont suscité un grand intérêt, et les risques éventuels de charge électrostatique ont été définis: la coïncidence de l'effet de sillage, de l'ombre et d'un orage secondaire pourrait être dangereuse. Les activités humaines extravéhiculaires au-dessu d'arcs auroraux devraient certainement être découragés pour le moment

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

Allen, J.H. et D.C. Wilkinson, NGDC Satellite Anomaly Data Base and Solar-Terrestrial Activity, IFAC Workshop, Paris, décembre 1986.

Baker, D.N., R.D. Belian, P.R. Higbee, R.W. Klebesadel et J.B. Blake, Hostile energetic particle radiation environments in Earth's outer magnetosphere, Bibliography H, p4-1, 1987.

Capart, J.J. et J.J. Dumesnil, The Electrostatic-Discharge Phenomena on Marecs-A, ESA Bulletin 34, pp22-27, 1983.

DeForest, S.E., Spacecraft charging at synchronous orbit, J.Geophys.Res., 77, pp651-659, 1972.

Gussenhoven, M.S., D.A. Hardy, F. Rich, W.J. Burke et H.-C. Yeh, High-level spacecraft charging in the low-altitude polar auroral environment, J. Geophys. Res., 90, pp11009-11023, 1985.

Katz, I. et autres, NASCAP simulations of spacecraft charging of the SCATHA satellite, Bibliography G, pp109-114, 1983.

Katz, I. et D.E. Parks, Space shuttle orbiter charging, J. Spacecraft and Rockets, 20, p22, 1983.

Katz, I., M. Mandell, G Jongeward et M.S. Gussenhoven, The importance of accurate secondary electron yields in modeling spacecraft charging, J. Geophys. Res., 91, pp13739-13744, 1986.

Lechte, H.G., Electrostatic immunity of geostationary satellites, Bibliography H, p24-1, 1987.

Li, W-W. et E.C. Whipple, A study of SCATHA eclipse charging, J. Geophys. Res., pp10041-10046, 1988.

Mullen, E.G., M.S. Gussenhoven, D.A. Hardy, T.A. Aggson, B.G. Ledley et E.C. Whipple, SCATHA survey of high-level spacecraft charging in sulight, J. Geophys. Res. 91, p1474, 1986.

Nishimoto, H., Fujii, H. et Abe, T. [janvier 1989] - Observation of surface charging on Engineering Test Satellite V of Japan, AIAA, 27th Aerospace Science Meeting, Reno, Nevada, USA.

Olsen, R.C. et C.K. Purvis, Observations of charging dynamics, J. Geophys. Res., 88, p5657, 1983.

Pike, C.P. et M.H. Bunn, A correlation study relating spacecraft anomalies to environmental data, Bibliography B, pp45-60, 1976.

Purvis, C.K., The role of potential barrier formation in spacecraft charging, Bibliography G, pp115-124, 1983.

Purvis, C.K., H.B. Garrett et A.C. Whittlesey, Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects, NASA Technical Paper 2361, 42p, 1984.

Vampola, A.L., Thick dielectric charging on high altitude spacecraft, Bibliography H, p28-1, 1987.
Wadham, P.N., The effects of electrostatic discharge phenomena on Telesat's domestic communications satellites, Bibliography H, p25-1, 1987.
Whipple, E.C., Potentials of surfaces in space, Rep. Prog. Phys., 44, pp1197-1250, 1981.
Wrenn, G.L. et A.D. Johnstone, Evidence for differential charging on Meteosat-2, J. Electrostatics, 20, pp59-84, 1987.

BIBLIOGRAPHIE

A. Photon and Particle Interactions with Surfaces In Space. 6th ESLAB Symposium, Noordwijk, Pays-Bas, 26-29 septembre 1972. Proceedings edited by R.J.L. Grard, published by D. Reidel.

B. Spacecraft Charging by Magnetospheric Plasmas. AIAA/AGU Symposium, Washington D.C., 16 juin 1975. Proceedings edited by A. Rosen, published as Progress in Astronautics & Aeronautics, 47, 291p, 1976.

C. Spacecraft Charging Technology Conference. USAF/NASA Conference, Colorado Springs, 27-29 octobre 1976. Proceedings edited by C.P. Pike and R.R. Lovell, published by AFGL (AFGL-TR-77-0051).

D. Spacecraft Charging Technology - 1978. USAF/NASA Conference, Colorado Springs, 31 octobre-2 novembre 1978. Proceeding edited by R.C. Finke and C.P. Pike, published by NASA (AFGL-TR-79-0082).

E. Spacecraft Charging Technology - 1980. USAF/NASA Conference, Colorado Springs, 12-14 novembre 1980. Proceedings edited by N.J. Stevens and C.P. Pike, published by NASA. (AFGL-TR-81-0270)

F. Natural Charging of Large Space Structures in Near Earth Polar Orbit. AFGL Workshop, Hanscom Field, 14-15 septembre 1982. Proceedings edited by Sagalyn, Donatelli and Michael, published by AFGL (AFGL-TR-83-0046).

G. Spacecraft/Plasma Interactions. 17th ESLAB Symposium, Noordwijk, 13-16 septembre 1983. Proceedings edited by Pedersen, Guyenne and Hunt, published by ESA (ESA SP-198).

H. The Aerospace Environment at High Altitudes and its Implications for Spacecraft Charging and Communications. AGARD Meeting, La Haye, 2-6 juin 1986. AGARD-CP-406.

I. Technologie de l'environnement spatial [avril 1986] - CEDADUES-EDITIONS, 111, rue Nicolas Vauquelin, 31100 TOULOUSE - FRANCE.

RAPPORT 843-2*

TECHNIQUES DE MAINTIEN EN POSITION APPLICABLES A DES SATELLITES GÉOSTATIONNAIRES

(Question 15/2)

(1982-1986-1990)

1. Introduction et exposé préliminaire

Le Rapport 556 traite des facteurs affectant le maintien en position des satellites sur l'orbite des satellites géostationnaires et donne des informations à la fois sur l'ordre de grandeur de ces facteurs et sur la précision du maintien en position de certains engins spatiaux. Le présent Rapport a pour objet de donner des renseignements généraux sur les techniques actuellement applicables ou prévues pour les systèmes de maintien en position de satellites géostationnaires.

Les engins spatiaux géostationnaires, en orbite ou dont le lancement est prévu, qui sont équipés d'antennes à faisceaux multiples étroits dirigés vers des emplacements précis à la surface de la Terre, peuvent nécessiter une précision de détermination de la position sur l'orbite et du maintien à poste à $\pm$ 0,1°. Cette précision permettra d'utiliser des antennes de stations terriennes à pointage fixe. De plus, l'adoption d'une stricte tolérance pour le maintien en position des engins spatiaux permettra une meilleure utilisation de l'orbite géostationnaire et du spectre radioélectrique. Les systèmes de maintien en position décrits dans le présent Rapport permettent d'assurer sur l'orbite une précision de la position de l'ordre de $\pm$ 0,1° pour une durée utile des satellites de 7 à 10 ans.

Les facteurs qui influent sur les paramètres orbitaux d'un satellite géostationnaire (voir le Rapport 556) sont les suivants:

- les champs de gravitation du Soleil et de la Lune: ces corps célestes ont principalement pour effet de faire varier l'inclinaison du plan de l'orbite des satellites, si bien que le satellite décrit un trajet en forme de 8 par rapport à la surface de la Terre;
- les irrégularités du champ de gravitation de la Terre: il en résulte des augmentations ou des diminutions de la vitesse d'un satellite géostationnaire et, partant, de sa période de révolution, ce qui provoque une dérive lente vers l'est ou vers l'ouest, proportionnelle à l'amplitude de l'accélération locale de la gravitation. La Fig. 1 fait connaître les directions dans lesquelles dérivent les engins spatiaux à différentes longitudes, en raison des irrégularités du champ de gravitation de la Terre;
- la pression du rayonnement solaire: cet effet secondaire peut modifier l'excentricité de l'orbite du satellite et provoquer une dérive cyclique vers l'est ou vers l'ouest.

* Ce Rapport doit être porté à l'attention de la Commission d'études 4.

Les premiers systèmes de maintien en position de satellites de télécommunication, tels que ceux d'Intelsat-I et II et de Syncom, comportaient des moteurs à tuyères de réaction montés sur des plates-formes à stabilisation gyroscopique. L'eau oxygénée a été le premier liquide de propulsion choisi, en raison de son impulsion spécifique relativement élevée (I_{sp} = 155 s)* et de son efficacité acceptable sur des périodes limitées (1 an environ).

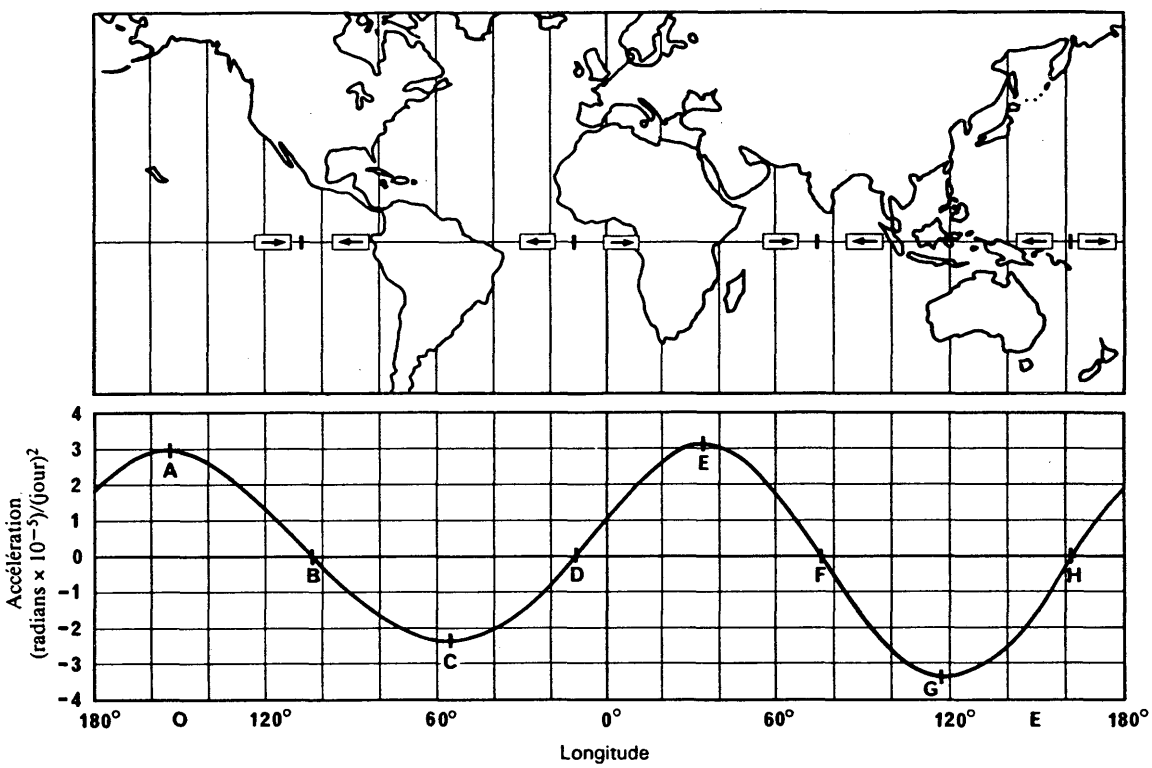


FIGURE 1 – *Composante Ouest-Est de l'accélération gravitationnelle*

⇨ Direction de dérive de l'engin spatial sous l'effet du champ de gravité de la Terre

A: 155° longitude ouest
$1{,}64 \times 10^{-3}$ degrés/jour²
$2{,}86 \times 10^{-5}$ rad/jour²

B: 105,5° longitude ouest
Point d'équilibre stable
(vallée de gravité)

C: 56° longitude ouest
$-\ 1{,}42 \times 10^{-3}$ degrés/jour²
$-\ 2{,}47 \times 10^{-5}$ rad/jour²

D: 11,5° longitude ouest
Point d'équilibre instable
(crête de gravité)

E: 34° longitude est
$1{,}80 \times 10^{-3}$ degrés/jour²
$3{,}14 \times 10^{-5}$ rad/jour²

F: 75° longitude est
Point d'équilibre stable
(vallée de gravité)

G: 117° longitude est
$-\ 1{,}98 \times 10^{-3}$ degrés/jour²
$-\ 3{,}45 \times 10^{-5}$ rad/jour²

H: 161,8° longitude est
Point d'équilibre instable
(crête de gravité)

* Mesure de l'efficacité d'un propergol. Elle est égale (en secondes) à la poussée F divisée par le débit du propergol w: ($I_{sp} = F/w$).

2. Techniques appliquées dans les systèmes actuels

Les systèmes à satellites de télécommunication actuels sont conçus pour des durées utiles de 7 ans environ; les satellites de l'avenir seront construits de manière à être utilisables pendant une durée qui pourra aller jusqu'à 10 ans. D'autre part, la masse des satellites de télécommunication ne cesse d'augmenter. Celle d'un satellite Intelsat-V, par exemple, dépassera 900 kg. Il faudra donc une quantité d'énergie plus grande pour maintenir des satellites, de télécommunication et autres, en position orbitale dans les limites prévues. En règle générale, il faut une capacité moyenne d'augmentation de la vitesse de 50 m/s par an pour le maintien en position nord-sud et d'environ 2 à 5 m/s par an pour le maintien en position est-ouest. (La valeur exacte pour le maintien en position est-ouest dépend de la longitude du satellite.)

De nombreuses recherches ont été entreprises en vue de réaliser des systèmes de maintien en position de satellite efficaces* et légers. Le principe de tous ces systèmes est celui de l'éjection massique à une vitesse donnée et dans la direction voulue par rapport au centre de gravité du satellite. Les satellites stabilisés en rotation, de même que les satellites stabilisés sur trois axes, utilisent des propulseurs axiaux (dans le sens de l'axe de rotation, ou nord-sud) et radiaux (dans le plan perpendiculaire à l'axe nord-sud). Les propulseurs axiaux commandent l'orientation de l'axe nord-sud ainsi que les excursions en latitude de l'engin spatial. Les propulseurs radiaux commandent la position est-ouest du satellite.

Théoriquement, les manœuvres de maintien en position s'effectuent par application d'une impulsion chaque fois que le satellite passe la ligne des nœuds entre l'orbite réelle et l'orbite géostationnaire. Etant donné que l'«impulsion» ou poussée à intervalle de temps zéro n'est généralement pas réalisable, il faut que les propulseurs fonctionnent pendant un laps de temps déterminé pour communiquer l'augmentation de vitesse voulue. Il faut noter à cet égard que la quantité de propergol nécessaire pour maintenir en position un satellite (d'une masse donnée) est indépendante du coefficient d'utilisation appliqué, sauf dans les cas où l'efficacité du propergol dépend de la durée de l'échappement ou de celle de la propulsion, ou lorsque cette dernière doit être exercée pendant des heures autour des nœuds.

Dans leur ensemble, les recherches actuelles et prévisibles en matière de systèmes de maintien en position de satellites se limitent aux moteurs chimiques et électriques. En outre, ces systèmes sont souvent utilisés pour la mise sur orbite initiale ainsi que pour l'amortissement de la vitesse acquise, dans des dispositifs de commande d'orientation tels que des volants à inertie. Les sections ci-après traitent des systèmes de propulsion chimique électrique.

2.1 *Moteurs à propulsion chimique*

On a beaucoup travaillé à la mise au point de systèmes de propulsion employant divers types de propergol. Les satellites de la série Intelsat-III sont les premiers engins construits aux Etats-Unis qui aient utilisé, pour le maintien en position, des propulseurs à hydrazine [Meredith, 1972]. On peut constater, d'après le comportement des cinq satellites Intelsat-III, que ces systèmes ont une fiabilité et des caractéristiques de fonctionnement élevées. Depuis lors, presque tous les satellites géostationnaires ont été équipés de propulseurs à hydrazine. Cette substance se caractérise par une impulsion spécifique de 220 s et une poussée de l'ordre de 1 N.

Peut-être est-ce au moyen des engins spatiaux d'Intelsat que l'on a ainsi recueilli le plus de données sur l'utilisation de systèmes à monopropergol** [Owens, 1976]. Tous les satellites des séries Intelsat-I à Intelsat-IV-A utilisaient un seul fluide de propulsion, qui était soit de l'eau oxygénée (pour les satellites Intelsat-I et II) soit de l'hydrazine (pour les satellites III, IV et IV-A). Les Tableaux I et II indiquent les spécifications techniques et les performances des systèmes de propulsion de bord de ces cinq types de satellites. Comme on peut le voir d'après le Tableau I, le poids total de chaque sous-système de propulsion est sensiblement égal à 1/5 du poids total initial du satellite en orbite. Le poids total (175 kg) du propergol et le poids à vide pour Intelsat-IV-A par exemple, en font le sous-système de satellite le plus lourd (il dépasse de 9 kg le poids total du sous-système de communication). Le Tableau III indique les besoins de vitesse (ΔV) pour Intelsat-IV-A.

TABLEAU I — *Equipement des systèmes de propulsion de bord des satellites Intelsat*

Satellite	Poids à vide, (kg) (1)	Poids du propergol (kg)	Nombre de réservoirs	Nombre de propulseurs	Poids initial du satellite en orbite (kg)
Intelsat-I	3,7	5,0	4	4	39,5
Intelsat-II	7,0	9,6	4	4	86,3
Intelsat-III	5,6	21,8	4	4	133,0
Intelsat-IV	16,8	136,4	4	6	732,0
Intelsat-IV-A	16,8	158,2	4	6	828,0

(1) Réservoirs, propulseurs, soupapes et tuyères

* C'est-à-dire à impulsion spécifique élevée.

** Ces systèmes à propergol unique ne nécessitent pas d'oxydant.

TABLEAU II — *Performances des systèmes de propulsion de bord des satellites Intelsat*

Satellite	Propergol	ΔV (m/s)	Vie nominale (années)	Niveau de poussée (N)
Intelsat-I	Eau oxygénée	190	1,5	14–5,5
Intelsat-II	Eau oxygénée	200	3	14–5,5
Intelsat-III	Hydrazine	320	5	16–7
Intelsat-IV	Hydrazine	432	7	26–13
Intelsat-IV-A	Hydrazine	432	7	26–9

TABLEAU III — *Bilan ΔV pour les satellites Intelsat-IV et IV-A*

Manœuvre	ΔV (m/s)
Correction d'orientation	0,305
Rotation	0,61
Commande de la vitesse de rotation	4,17
Réglage est-ouest du satellite et de la station	14,6
Correction d'orbite initiale	54,9
Maintien en position nord-sud	358,4

Etant donné le supplément de poids résultant de l'emploi de l'hydrazine, on s'est efforcé de trouver d'autres fluides de propulsion à l'hydrazine, générales de fonctionnement plus intéressantes. Les travaux ont porté sur différents mélanges d'azoture d'hydrazine et d'hydrazine qui ont permis d'augmenter l'impulsion spécifique. Toutefois, la température de combustion plus élevée crée certaines difficultés qui affectent la durée de vie des propulseurs.

Il existe deux autres possibilités, considérées comme réalisables à l'avenir pour les systèmes de maintien en position de satellites de télécommunication. Il s'agit de propulseurs diergol ou à l'hydrazine renforcée électriquement. Ces deux systèmes offrent des avantages quant au poids des systèmes et à l'impulsion spécifique.

Un nouveau système diergol a été mis au point et réalisé en République fédérale d'Allemagne dans le cadre du programme Symphonie [Pfeiffer et Viellard, 1970]. Le carburant utilisé est l'hydrazine monométhylique et l'oxydant le tétroxyde d'azote. Ce système permet d'obtenir une économie substantielle de poids pour les équipements de maintien en position.

Les systèmes à hydrazine renforcée électriquement [Free, 1978] consistent en l'adjonction d'énergie électrique à l'écoulement de l'hydrazine, ce qui élève la température des gaz du système et l'impulsion spécifique (jusqu'à 300 s). En poursuivant les études de ces techniques, on a conclu qu'il convenait de choisir le propulseur à hydrazine renforcée pour le maintien en position nord-sud des satellites Intelsat-V. Pour un satellite de 1000 kg devant avoir une durée de vie de 10 ans, on pourrait mettre à feu simultanément, pendant environ une demi-heure par semaine, deux propulseurs à hydrazine de haut rendement (HIPEHT = High Performance Hydrazine Thrusters). L'hydrazine peut rester stockée plusieurs années si elle est dans une enceinte hermétique maintenue à l'abri de la chaleur et de la lumière. Le Tableau IV fait connaître les spécifications des HIPEHT prévus pour les satellites Intelsat-V.

2.2 *Propulsion électrique*

Dans un système à propulsion électrique, un propergol ionisé ou chargé électriquement est accéléré à haute vitesse par un champ électrostatique ou par l'interaction d'un courant de décharge et d'un champ magnétique. A deux exceptions près, tous les dispositifs nécessitent que le propergol soit à l'état gazeux et, par conséquent, les liquides sont généralement vaporisés et les solides ablatis par des décharges électriques avant leur ionisation et leur accélération. Les exceptions sont les propulseurs à colloïdes et à émission de champ; pour ce qui est du premier type, des gouttelettes chargées électriquement sont accélérées; quant au second, une pellicule de propergol recouvrant une pointe acérée ou une lame émet des ions sous l'influence d'un fort champ électrique.

TABLEAU IV — *Spécifications du propulseur HIPEHT pour satellite Intelsat-V*

Description du propulseur	
Soupape électromagnétique pour propergol	Sièges redondants en série Bobines redondantes Réchauffeurs redondants
Chambre de décomposition thermique	Réchauffeurs redondants
Echangeur de chaleur hélicoïdal avec buse	
Eléments sensibles à la température	Thermistance de soupape Thermistances-barrières thermiques
Propergol	Hydrazine à faible teneur en carbone
Performances	
Gamme des pressions d'entrée	1725–830 kPa
Gamme étendue	1860–760 kPa
Poussée	0,45–0,18 N
Impulsion totale (homologation)	240 000 Ns
Impulsion spécifique	> 285–305 s
Cycles de vie utile	> 450 départs
Durée de poussée totale	> 214 h
Caractéristiques thermiques	Semblables à celles des interfaces du propulseur à hydrazine catalytique 1,3-N
Environnement	Typique d'Atlas-Centaure et des satellites géostationnaires lancés de la navette spatiale
Poids (sans support de montage)	0,4 kg

Bien que les niveaux de poussée de ces dispositifs soient généralement faibles, se situant dans la gamme de 1 à plusieurs centaines de mN, les vitesses d'éjection sont très élevées, étant donné qu'elles ne sont limitées que par l'énergie électrique disponible. En conséquence, des valeurs élevées d'impulsion spécifique peuvent désormais être atteintes, à l'heure actuelle jusqu'à près de 10 000 s et il devrait être possible d'arriver à 20 000 s dans un proche avenir. Il en résulte que les masses de propergol requises pour une mission donnée pourront être considérablement réduites par l'utilisation de systèmes de propulsion électrique.

Au cours des quelque 25 dernières années, de nombreux systèmes différents de propulsion électrique ont été mis au point. Les caractéristiques des modèles les plus significatifs sont résumées dans le Tableau V [Fearn, 1982], dans lequel les valeurs mentionnées proviennent de données expérimentales typiques. Il est à noter qu'à ce jour, seuls les propulseurs ioniques et le canon électromagnétique à plasma pulsé ont été expérimentés en vol en Occident. Très peu d'informations ont été publiées concernant les nombreuses expérimentations en vol effectuées par l'URSS, et c'est la raison pour laquelle il n'en est pas tenu compte dans ce tableau [Zhurin et autres, 1983].

Dans le Tableau V, les trois premières colonnes principales ont trait aux propulseurs ioniques. Ces derniers font appel à un propergol à l'état gazeux qui est ionisé dans une chambre à décharge. Les ions positifs sont ensuite extraits et accélérés par des champs électriques élevés, entre des ensembles de grilles perforées situés à une extrémité de la chambre de décharge, formant de ce fait un faisceau ionique qui engendre une poussée. Pour ce qui est du propulseur Kaufman, connu aussi sous le nom de propulseur à bombardement d'électrons, une décharge de courant continu est employée pour produire l'ionisation voulue. La forme du champ magnétique utilisé dans ce processus est modifiée dans le propulseur à confinement magnéto-électrostatique (MESC). Une décharge à haute fréquence est utilisée dans le propulseur RF, qui a été mis au point en République fédérale d'Allemagne.

TABLEAU V – *Comparaison des paramètres typiques des propulseurs ioniques et à plasma*

Type	Ionique Kaufman		Ionique RF		MESC	A colloïdes	A émission de champ	A ionisation par contact	A canon électromagnétique	Arc MDP
Dispositif d'accélération	ES SS		ES SS		ES SS	ES SS	ES SS	ES SS	EM pulsé	EM pulsé
Propergols utilisés Autres possibilités	Hg Argon, Xénon		Hg Argon, Xénon		Cs Hg, Argon	Glycérol (1)	Cs	Cs	Téflon	Argon N_2
Acceptabilité satellite	Bonne		Bonne		Médiocre (Cs) Bonne	Assez bonne	Médiocre	Médiocre	Bonne	Bonne
Dimensions de la tuyère d'éjection (cm)	8 Ø	30 Ø	10 Ø	35 Ø	12 Ø	3 Ø annulaire	3 cm linéaire	5 × 0,6 rectangle	7,5 × 3,4 rectangulaire	10 Ø
Potentiel – d'accélération (A) – de décharge (D)	1,2 kV (A)	1,1 à 5,0 kV (A)	1,5 kV (A)	~ 3,7 kV (A)	760 V (A)	10-16 kV (A)	2-4 kV (A)	4 kV (A)	2,5 kV (D)	100-400 V (D)
Puissance (kW)	0,13	2,6-10,4	0,3	3,6	0,34	~ 0,01	~ 0,16	~ 0,12	0,15	6000
Impulsion spécifique (S)	2800	2000-6300	3100	3400	3300-4000	1000-2000	9000	6700	1800	2400
Rendement électrique	0,69	0,84-0,96	0,64	0,79	0,81	0,7	~ 0,9	~ 0,4	0,32	0,31
Rendement massique	0,84	0,89-0,95	0,80	0,88	0,97	0,2-0,8	~ 0,7	0,99		
Poussée (mN)	5-18	130-290	10	160	17-64	0,5 (2)	~ 2,5 (2)	1,5	4,5	140 × 10^3
Expérimentation réelle (h)	15 000	10 000	8000	Aucune	600 (3)	475 (4)	Quelques centaines	Aucune (5)	2 × 10^6 impulsions	Aucune
Etat d'avancement du programme	Prêt pour expérimentation en vol	Prêt pour expérimentation en vol	Prêt pour expérimentation en vol	Moyen	Moyen	Bon	Assez avancé	Assez avancé	Expérimenté en vol	Assez avancé

(1) Dopé au NaI.
(2) Aisément superposables pour fournir un accroissement d'un facteur de 10 à 100.
(3) Mais 2600 h sur dispositif plus petit.
(4) Mais 6500 h sur propulseur à mini-tuyères multiples.
(5) Composants jusqu'à 5000 h.

ES: électrostatique
EM: électromagnétique
SS: régime permanent
SI: impulsion spécifique
MESC: confinement magnéto-électrostatique
MDP: magnétoplasma-dynamique

Les principes de fonctionnement des propulseurs à colloïdes et à émission de champ ont déjà été mentionnés; tous deux sont basés sur des phénomènes électrostatiques. Le dispositif d'ionisation par contact possède une cathode chauffée en tungstène poreux, à travers laquelle passe du césium à l'état gazeux. Le césium est ionisé en sortant du tungstène et les ions sont ensuite accélérés par des courants à haute tension appliqués à un système d'électrodes à éléments multiples.

De nombreux types différents de propulseurs à plasma pulsé ont été étudiés, mais la plupart d'entre eux n'ont pas atteint un degré élevé de développement. Dans ces dispositifs, le propergol est souvent vaporisé de la phase solide ou liquide de stockage par une décharge auxiliaire, mais il est souvent fait appel à des propergols gazeux, en particulier dans le cas de variantes plus importantes, à poussée élevée. Un fort courant de décharge à haute tension ionise ensuite le propergol et l'interaction entre ce courant et un champ magnétique expulse le plasma à la vitesse désirée, lui donnant une impulsion spécifique très importante. Le champ magnétique peut être induit par le courant de décharge lui-même, ou être créé par d'autres moyens.

Dans le cas du canon électromagnétique, la décharge se produit entre une paire d'électrodes en forme de rail et le plasma résultant est accéléré le long de ces rails jusqu'à ce qu'il émerge de la tuyère du propulseur. La puissance est fournie par un condensateur à haute tension et un fonctionnement répétitif peut fournir une poussée à régime quasi permanent.

Le propulseur à arc magnétoplasma-dynamique (MPD), beaucoup plus gros et plus puissant, requiert des niveaux de puissance instantanée de l'ordre du mégawatt pour atteindre des rendements acceptables. Ce dispositif est coaxial ou de forme conique et possède une cathode goujonnée ou à barreaux et une anode tubulaire ou annulaire. Des propergols gazeux sont généralement utilisés et les niveaux de poussée peuvent être très élevés, bien qu'il existe de très sérieux problèmes limitant la durée de vie de ces dispositifs. Le fonctionnement peut s'effectuer par impulsion, ou en mode quasi continu.

Seul le canon électromagnétique a été utilisé de façon opérationnelle dans l'espace, mais plusieurs propulseurs ioniques de divers types ont été expérimentés en vol, y compris les propulseurs SERT II: après avoir été placés sur orbite par la NASA en 1970 et avoir été mis en œuvre de manière intermittente au cours des onze années qui ont suivi, ils ont fonctionné de façon très satisfaisante. Ces deux propulseurs Kaufman de 15 cm de diamètre ont fonctionné pendant une période cumulée de plus de 6000 h, y compris un total de près de 400 démarrages. Les propulseurs ioniques montés sur l'ATS-6 n'ont pas fonctionné de façon aussi satisfaisante, l'utilisation du césium ayant provoqué la défaillance électrique d'isolateurs à haute tension et entraîné une panne totale du système. Plus récemment, un propulseur ionique japonais a été expérimenté en vol et plusieurs autres expériences semblables sont prévues. En outre, de nombreux essais ont été effectués au sol, concernant en particulier les propulseurs Kaufman et RF, qui ont fourni la plupart des renseignements nécessaires pour les travaux d'intégration aux satellites et ont donné confiance quant au succès de la mission, notamment pour le maintien en position nord-sud des satellites.

Une étude antérieure réalisée aux Etats-Unis d'Amérique [Free et Huson, 1972] a estimé que la masse d'un propulseur ionique au mercure ne représenterait que 27% de celle d'un système comparable fonctionnant à l'hydrazine et destiné à assurer le maintien en position nord-sud d'un satellite pendant 7 ans. Cette étude supposait des niveaux de poussée de l'ordre de 5 mN, les propulseurs devant être mis à feu pendant de nombreuses heures chaque jour autour de la ligne des nœuds passant par l'Equateur. Pour réduire à la fois la durée d'utilisation et le nombre de démarrages, des niveaux de poussée plus élevés sont une possibilité attrayante, rendue plus accessible par la mise au point de batteries légères nickel-hydrogène [Hyman et Dulgeroff, 1978].

Plusieurs systèmes de propulseurs ioniques au mercure sont désormais disponibles pour la mission de maintien en position nord-sud de satellites [Bassner et Klein, 1979; Fearn et Hughes, 1978; Murakami et autres, 1984; Power, 1984]. Ceux-ci peuvent équiper des satellites géostationnaires de catégories moyenne et supérieure (plus de 500 kg) ayant des durées de vie de 7 à 10 ans, à condition qu'une alimentation électrique adéquate soit disponible. La faible masse totale résultant de l'utilisation d'un tel système augmentera considérablement les possibilités de charge utile pour un devis de masse donné et la vectorisation de la poussée permettra aussi d'entreprendre quelques fonctions de commande d'orientation. Des essais au sol très approfondis laissent supposer qu'il ne devrait pas exister de problème de compatibilité satellite-propulseur et que la durée de vie démontrée du propulseur conviendrait tout à fait pour ces types de missions [Fearn, 1982].

3. Collision sur l'orbite des satellites géostationnaires et retrait des satellites non désirés

Lorsque le combustible est sur le point d'être épuisé et que l'on est en passe de perdre le contrôle du satellite, il convient d'en envisager le retrait de l'orbite des satellites géostationnaires afin de réduire le risque de collision avec des satellites en service. Certains aspects pertinents sont abordés dans le Rapport 1004 (Volume IV-1).

4. Conclusions

Le Règlement des radiocommunications (1982) impose des précisions accrues pour le maintien en position des satellites géostationnaires:

«les satellites du service fixe par satellite ou du service de radiodiffusion par satellite devront maintenir leur position en longitude avec une précision de ± 0,1° mais les stations expérimentales installées à bord de satellites géostationnaires et les stations spatiales montées dans des satellites géostationnaires n'utilisant aucune des bandes attribuées au service fixe par satellite ou au service de radiodiffusion par satellite devront maintenir leur position en longitude avec une précision de ± 0,5°».

Mais, le cas échéant, le respect de ces limites par les stations spatiales n'est pas nécessaire, pour autant que le réseau de satellites auquel appartiennent ces stations ne cause aucun brouillage inacceptable à d'autres réseaux de satellites respectant ces limites.

Plusieurs satellites ont prouvé pendant de longues durées leur aptitude à conserver leur position sur l'orbite dans des limites correspondant à ± 0,1°. Pour des satellites à faisceau d'antenne étroit, un maintien en position d'une grande précision permettrait de réduire l'espacement entre satellites adjacents desservant des zones différentes et non contiguës.

Les propulseurs classiques à hydrazine ont fait preuve d'une grande fiabilité et leurs caractéristiques de fonctionnement garantissent une longue durée d'utilisation (7 ans). Toutefois, un système à hydrazine représente environ 20% du poids total d'un engin spatial. Des techniques perfectionnées, qui font appel à des propergols ayant une impulsion spécifique plus élevée permettraient des réductions de poids. Des moteurs électriques déjà utilisés dans l'espace permettent de réaliser une importante économie de poids et il est probable qu'ils seront davantage utilisés à l'avenir.

Ces économies de poids seront obtenues au prix d'une augmentation de la complexité des équipements, qui peut affecter la fiabilité et la durée d'utilisation. En conséquence, il conviendra de réexaminer la valeur de ces techniques, après la mise en service du système de transport spatial (navette spatiale).

Le contrôle en position Nord/Sud nécessite une grande quantité de fluide de propulsion.

La mise au point d'un concept de stabilisation connu sous le nom de "moment cinétique embarqué à un degré de liberté" permet de proposer un système de contrôle d'attitude indépendant du contrôle du plan d'orbite (voir le Rapport 546, § 6.4).

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

BASSNER, H. et KLEIN, W. U. [juin 1979] Recent progress in development of RF-ion thruster system RITA and application aspects. AIAA Paper 79-2101, AIAA/SAE/ASME 15th Joint Propulsion Conference, Las Vegas, NV, Etats-Unis d'Amérique.

FEARN, D. G. [avril 1982] Electric propulsion of spacecraft. *J. Brit. Interplan Soc.*, Vol. 35, 4, 156-166.

FEARN, D. G. et HUGHES, R. C. [avril 1978] The T5 10 cm mercury ion thruster system. AIAA Paper 78-650, AIAA/DGLR 13th International Electric Propulsion Conference, San Diego, CA, Etats-Unis d'Amérique.

FREE, B. A. [avril 1978] Electric propulsion for communication satellites. AIAA Paper 78-537. AIAA 7th Communications Satellite Systems Conference, San Diego, CA, Etats-Unis d'Amérique.

FREE, B. et HUSON, G. [1972] Selected comparisons among propulsion systems for communication satellites. AIAA Paper 72-517. AIAA 4th Communications Satellite Systems Conference, Washington, DC, Etats-Unis d'Amérique.

HYMAN, J. Jr. et DULGEROFF, C. R. [mai-juin 1978] Modularized ion thruster development for auxiliary propulsion. *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 15, 3.

MEREDITH, C. [1972] Lessons learned from INTELSAT III satellite program. AIAA Paper 72-534. AIAA 4th Communications Satellite Systems Conference, Washington, DC, Etats-Unis d'Amérique.

MURAKAMI, H., HIRATA, M. et KUDO, I. [janvier-février 1984] Thrust measurement of an ion engine system. *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 21, 1, 96-100.

OWENS, J. [1976] INTELSAT satellite on-board propulsion systems, past and future. AIAA Paper 76-289. AIAA/CASI 6th Communications Satellite Systems Conference, Montréal, Canada.

PFEIFFER, B. et VIELLARD, P. [1970] The Franco-German telecommunication satellite Symphonie. AIAA Paper 70-406, AIAA 3rd Communications Satellite Systems Conference, Los Angeles, CA, Etats-Unis d'Amérique.

POWER, J. L. [mai 1984] Ground correlation investigation of thruster spacecraft interactions to be measured on the IAPS flight test. NASA TM-83598, AIAA/JSASS/DGLR 17th International Electric Propulsion Conference, Tokyo, Japon.

ZHURIN, V. V., POROTNIKOV, A. A. et BORISOVA, S. B. [juin 1983] Recent developments in electric propulsion in the USSR. AIAA Paper 83-1397, AIAA/SAE/ASME 19th Joint Propulsion Conference, Seattle, WA, Etats-Unis d'Amérique.

BIBLIOGRAPHIE

FEARN, D. G. [avril 1978] Cyclic life tests of T5 thruster hollow cathodes. AIAA Paper 78-108. AIAA 13th International Electric Propulsion Conference, San Diego, CA, Etats-Unis d'Amérique.

SHRIVASTAVA, S. [mars-avril 1978] Orbital perturbations and station-keeping of communication satellites. *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 15, 2 (contient 231 références).

RAPPORT 676-1*

ANTENNES A FAISCEAUX MODELÉS

(Question 15/2, Programme d'études 15A/2)

(1978-1990)

1. Introduction

La qualité de fonctionnement d'un système de radiocommunication spatiale dépend dans une grande mesure des caractéristiques de l'antenne de l'engin spatial. Un aspect important de ce problème est celui de la technologie permettant de réduire à un minimum le niveau de rayonnement dans les lobes latéraux des antennes. Un autre facteur, dans certaines applications, est la production de faisceaux asymétriques modelés pour les antennes d'engin spatial. De tels faisceaux sont destinés à optimiser la couverture de zones géographiques particulières tout en réduisant à un minimum la puissance surfacique produite dans les zones adjacentes. On peut obtenir cette couverture en utilisant un seul faisceau modelé ou en combinant des faisceaux multiples pour avoir le rayonnement recherché.

2. Techniques de modelage des faisceaux

Les sections suivantes traitent des techniques de modelage des faisceaux en vue de leurs applications aux antennes à réflecteur, à lentille et en rideau. On peut aussi obtenir des faisceaux zonaux en conformant les surfaces d'un réflecteur.

2.1 *Réflecteurs*

L'antenne la plus largement utilisée pour le modelage des faisceaux est l'antenne parabolique. Une combinaison de deux techniques est habituellement appliquée: modelage du diagramme d'illumination des réflecteurs paraboliques et modelage des réflecteurs paraboliques eux-mêmes. Il est possible désormais de profiler les surfaces des réflecteurs principaux et secondaires, ce que constitue une nouvelle méthode de régulation des contours de couverture.

La première de ces techniques, l'illumination par faisceau conique, consiste à faire varier l'amplitude et la phase de l'illumination à travers l'ouverture de manière à l'adapter au diagramme requis. Comme l'incurvation du front de phase diminue l'ouverture disponible dans la direction de gain maximal, on ne peut obtenir l'illumination par faisceau conique qu'au prix de l'élargissement du lobe principal et d'une réduction de la directivité de l'antenne [Radio Spectrum Utilization, 1965; Silver, 1949].

Pour obtenir une illumination par faisceau conique, on dispose des moyens pratiques suivants: emploi de cornets d'alimentation uniques, avec diagramme de faisceau limité, pour produire une illumination réduite; excentrage des cornets d'alimentation par rapport au foyer du paraboloïde, emploi de structures d'alimentation du type en réseau.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4, 10 et 11.

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

La seconde technique utilisée pour réduire le rayonnement dans les lobes latéraux et modeler le faisceau comporte une modification directe du réflecteur; elle s'ajoute habituellement à l'illumination par faisceau conique. Les modifications à apporter aux réflecteurs pour obtenir des faisceaux modelés symétriquement peuvent comporter: l'«équarissement» des bords de l'antenne afin d'obtenir un faisceau à secteur terminé en carré; la coupe du paraboloïde, de manière que son centre soit surélevé par rapport à la périphérie, pour un faisceau normal en forme de secteur; l'évasement du bord du réflecteur de manière à obtenir un faisceau évasé, etc. Des réflecteurs dont la forme a été modifiée ont également été utilisés avec succès pour obtenir des faisceaux modelés asymétriquement. On y parvient habituellement en employant un cornet d'alimentation prolongé conjointement avec les modifications apportées au réflecteur [Silver, 1949].

Un problème fondamental, commun à tous les systèmes à réflecteur, est celui de l'ombre portée sur le réflecteur par le dispositif d'alimentation. Ce problème a donné lieu à l'élaboration de beaucoup de projets et de techniques. L'une de celles-ci, particulièrement satisfaisante, consiste à excentrer l'alimentation. Cette technique est d'autant plus efficace que l'alimentation est plus excentrée; on note une diminution consécutive de l'énergie réfléchie directement vers le système d'alimentation. Toutefois, lorsque l'asymétrie de l'excentration se traduit par un fonctionnement inacceptable du point de vue électrique, ou crée des problèmes d'ordre mécanique, il est préférable d'utiliser une antenne Cassegrain. Dans les antennes Cassegrain, l'alimentation, située derrière le réflecteur parabolique principal, rayonne l'énergie, à travers une petite ouverture ménagée dans le réflecteur principal, en direction d'un réflecteur secondaire qui la réfléchit vers le réflecteur principal, d'où, après collimation, le faisceau est rayonné. D'autres techniques comportent la compensation active de l'ombre portée à l'aide d'une alimentation à radiateur unique (voir le Rapport 558), et des techniques de suppression de zone qui peuvent comporter un réflecteur disposé en gradins ou l'installation à la périphérie d'une couronne d'éléments rayonnants.

Plusieurs antennes, comportant une combinaison de réflecteurs modelés et d'illumination par faisceau conique, ont été construites ou sont actuellement en projet. On en trouvera des exemples dans les Rapports 558 et 810.

2.2 *Lentilles*

Les lentilles, comme les réflecteurs, permettent à un satellite de desservir simultanément plusieurs régions distinctes à la surface de la Terre au moyen d'une seule ouverture d'antenne et d'une bande de fréquences commune. Du point de vue de la réalisation des faisceaux modelés, il convient que les lentilles aient notamment les caractéristiques suivantes: facilité de profilage des surfaces de la lentille et possibilité de maintenir des tolérances de surface précises, [Collins et Zucker, 1969]. Certaines techniques, par exemple la répartition en zones des éléments de la lentille, contribuent à réduire l'aberration chromatique et, par conséquent, le rayonnement dans les lobes latéraux (voir le Rapport 810). ———— Les lentilles constituent une solution pleine de promesses pour l'obtention de faisceaux multiples [Ricardi, 1977]. Elles présentent, par rapport aux réflecteurs, l'avantage que leur alimentation est située derrière l'ouverture, ce qui élimine l'ombre portée.

2.3 *Réseaux*

De nombreuses études ont permis de se rendre compte que les réseaux d'éléments multiples installés sur des satellites convenaient bien pour les émissions au moyen de faisceaux multiples et de faisceaux modelés (pour plus de détails, se reporter au Rapport 810). L'utilisation des réseaux est limitée par des considérations de poids, mais, aux fréquences supérieures, leurs performances, du point de vue du poids et du prix de revient, s'améliorent considérablement.

Pour maîtriser les lobes latéraux des antennes en réseau, on peut appliquer la technique de préréglage des zéros de rayonnement, laquelle consiste à exciter convenablement les éléments rayonnants du réseau pour qu'ils constituent un système à faisceaux multiples où les directions de rayonnement maximal et les directions de rayonnement nul sont comprises dans des angles déterminés. Cette technique est applicable aux antennes d'engin spatial qui fonctionnent dans les bandes de fréquences supérieures, les dimensions et la masse du réseau devenant alors raisonnables [Atia et DiFonzo, 1975].

Certaines réalisations [Phelan, 1976] ont tendu à réduire le prix de revient, les pertes et le poids des réseaux phasés. C'est le cas du procédé «Spiraphase», qui met en œuvre une technique différente de commande du déplacement de phase dans l'ouverture d'un réseau. Cette technique est fondée sur le fait que, lorsqu'on fait pivoter une antenne à polarisation circulaire, le déplacement de phase du champ rayonné par cette antenne varie proportionnellement à la rotation de l'antenne. Avec un diagramme de rayonnement absolument symétrique, le déplacement de phase du «Spiraphase» est indépendant de la fréquence et n'est limité en largeur de bande que par la largeur de bande de l'antenne utilisée. Pour obtenir le déplacement de phase, il faudrait faire pivoter mécaniquement l'antenne à polarisation circulaire. Cette méthode est inapplicable dans le cas de la polarisation rectiligne.

3. Conclusions

On peut construire des faisceaux modelés en utilisant des antennes à réflecteur, à lentille et en réseau. Chacun de ces trois types d'antenne offre des avantages particuliers pour certaines applications.

Dans de nombreuses applications, il est nécessaire de donner aux faisceaux une forme très irrégulière; ——— Dans de nombreux cas, on a besoin de structures compliquées, sur la base d'une combinaison de plusieurs techniques grâce auxquelles on obtiendrait l'amplitude et la distribution de phase voulues dans une ouverture.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ATIA, A. E. et DiFONZO, D. F. [décembre 1975] Side lobe reduction techniques. IEEE 1975 National Telecommunications Conference, La Nouvelle-Orléans, La.

COLLINS, R. E. et ZUCKER, F. J. [1969] *Antenna Theory.* Part 1 and Part 2, McGraw-Hill, New York.

PHELAN, H. [décembre 1976] Spiraphase – A new, low cost, lightweight phased array. *Microwave J.*, Vol. 19, **12**, 41-44.

IEEE/EIA [1965] Radio Spectrum Utilization, Rapport de la commission technique consultative mixte, 52-54.

RICARDI, L. J. [mars 1977] Communications satellite antennae. *Proc. IEEE*, Vol. 65, **3**, 356-369.

SILVER, S. [1949] *Microwave antenna theory and design*, 179-199 et 465-487. McGraw-Hill, New York.

RAPPORT 677-2*

DIAGRAMMES DE RAYONNEMENT DES ANTENNES POUR STATIONS TERRIENNES DU SERVICE DE RECHERCHE SPATIALE

(Question 15/2; Programme d'études 15A/2)

(1978-1982-1990)

1. Introduction

Le gain d'antenne de la source de brouillage ou de la station brouillée dans la direction du signal non désiré est un facteur primordial pour déterminer les niveaux de brouillage. Il est donc nécessaire de disposer d'un diagramme de référence d'antenne pour les stations terriennes de recherche spatiale dont on puisse se servir dans les cas où l'on ne dispose pas de données mesurées adéquates.

Il est bon également de tenir compte des caractéristiques de fonctionnement des antennes à réflecteurs excentrés avec lobes latéraux de niveau très faible, pouvant être utilisées pour les stations terriennes du service de recherche spatiale. Pour plus de renseignements sur les antennes à lobes latéraux de faible niveau de type axisymétrique, consulter les Rapports 663 (Volume I), 390 et 391 (Volume IV - Partie 1).

2. Représentation des données mesurées par un diagramme de rayonnement de référence

Les valeurs des lobes latéraux, pour des antennes ayant un diamètre supérieur à 100 longueurs d'onde, peuvent être représentées par la formule (Rapport 391):

$$G \text{ (gain par rapport à une source isotrope)} = 32 - 25 \log \varphi \quad \text{dB}$$

où

φ est l'angle en degrés formé par l'axe du faisceau principal et la direction considérée et est limité à $\varphi \geqslant 1°$. L'équation est valable pour $G \geqslant -10$ dBi. Pour des angles plus grands, G est constant et égal à -10 dBi.

On a mesuré les diagrammes de rayonnement d'antennes de stations terriennes utilisées dans le service de recherche spatiale au moyen de tours de collimation et, dans un cas, celui de l'antenne de 64 m, au moyen d'un engin spatial Surveyor émettant de la Lune [Levy et autres, 1967]. Ces mesures différaient peu du diagramme de rayonnement de référence ci-dessus. Le programme spatial japonais a permis d'obtenir des mesures plus récentes à 11,5 et 34,5 GHz au moyen d'une antenne Cassegrain de 10 m. Dans la plupart des cas, les niveaux des lobes latéraux des antennes utilisées dans la recherche spatiale sont plus faibles. Ce phénomène était prévisible, étant donné les efforts déployés, dans la construction des grandes antennes utilisées dans la recherche spatiales pour réduire au minimum la température des antennes.

---

* Ce Rapport est issu du Rapport 675 qui, en conséquence, est supprimé.

Il y a donc lieu de considérer que, dans les situations qui exigent des calculs de brouillage et pour lesquelles on ne dispose pas des diagrammes d'antennes réels des stations terriennes de recherche spatiale, on peut utiliser le diagramme de rayonnement $G\,(\text{dBi}) = 32 - 25 \log \varphi$ pour représenter l'enveloppe des lobes latéraux de ces antennes.

3. Caractéristiques des lobes latéraux d'une antenne à réflecteur excentré

Différents types d'antennes à réflecteur excentré sont représentés sur la Fig. 1. Les niveaux des lobes latéraux d'une antenne à cornet réflecteur sont plus faibles que ceux d'une antenne parabolique excentrée car le cornet d'alimentation joue le rôle d'écran. Toutefois, l'antenne à cornet réflecteur présente, par rapport à l'antenne parabolique excentrée, des inconvénients dus à ses dimensions et à son poids. Avec l'antenne parabolique excentrée, on a des lobes latéraux dus à la réfraction dans les régions latérales et à l'arrière. On peut réduire les lobes latéraux des antennes à plusieurs réflecteurs excentrés en agissant sur la distribution de l'ouverture sur toute la surface du réflecteur principal, car, avec ces antennes, on a beaucoup de liberté sur le choix des paramètres. On a la possibilité de modifier les surfaces du réflecteur principal et du réflecteur secondaire de manière à obtenir une distribution optimale de l'amplitude et de la phase de l'ouverture du réflecteur principal.

La Fig. 2 représente une antenne Cassegrain excentrée, alimentée par trois réflecteurs à guide d'onde [Ogawa et autres, 1978]. Avec cette antenne, la poussée du vent sur la base de l'antenne est réduite du fait que le réflecteur principal est plat et presque horizontal. Elle permet d'établir des liaisons avec divers systèmes de recherche spatiale. La Fig. 3 montre les caractéristiques mesurées des lobes latéraux (valeurs de crête) d'une antenne Gregory excentrée [Mizugutch et autres, 1976], d'une antenne Cassegrain excentrée et d'une antenne Cassegrain symétrique, comparées avec le diagramme de rayonnement de référence présenté au § 2.

4. Réduction des lobes latéraux au moyen d'écrans absorbeurs d'hyperfréquences et influence sur la température de bruit de l'antenne

Les antennes Gregory excentrées ont des lobes latéraux de niveau très faible; mais il se peut que des lobes latéraux de niveau beaucoup plus faible soient nécessaires dans certains cas. L'installation d'écrans absorbeurs d'hyperfréquences autour du bord extérieur des réflecteurs est un moyen très efficace de supprimer les rayons dus à la diffraction. La Fig. 4 représente la comparaison des diagrammes de lobes latéraux mesurés avec et sans écrans absorbeurs. Le rendement mesuré de cette antenne était d'environ 70%.

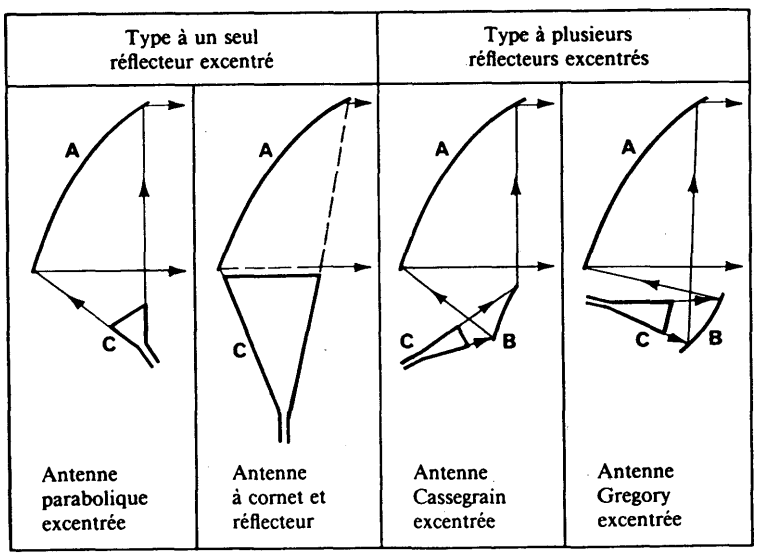


FIGURE 1 — *Divers types d'antenne à réflecteur excentré*

A: réflecteur principal
B: réflecteur secondaire
C: cornet d'alimentation primaire

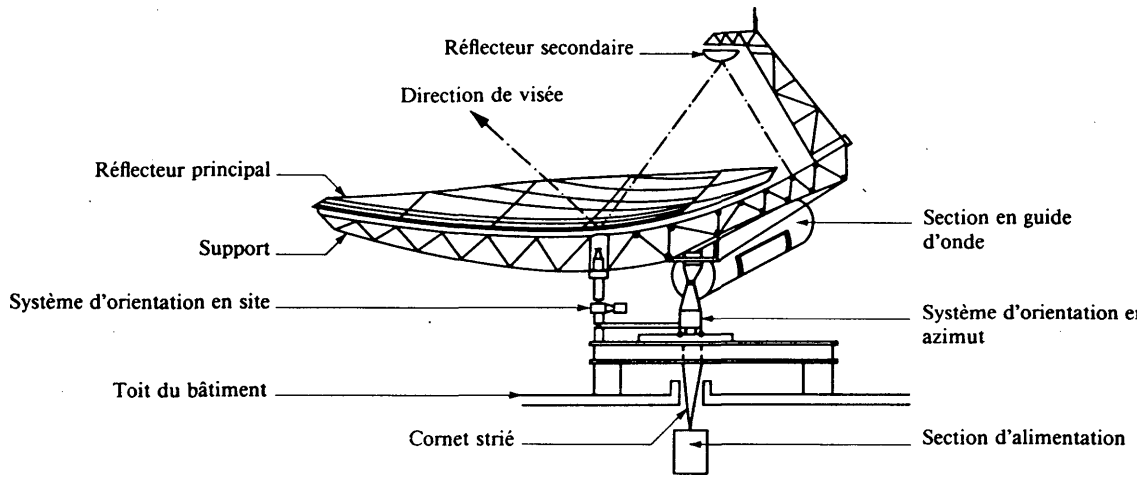


FIGURE 2 — *Configuration détaillée de l'antenne*

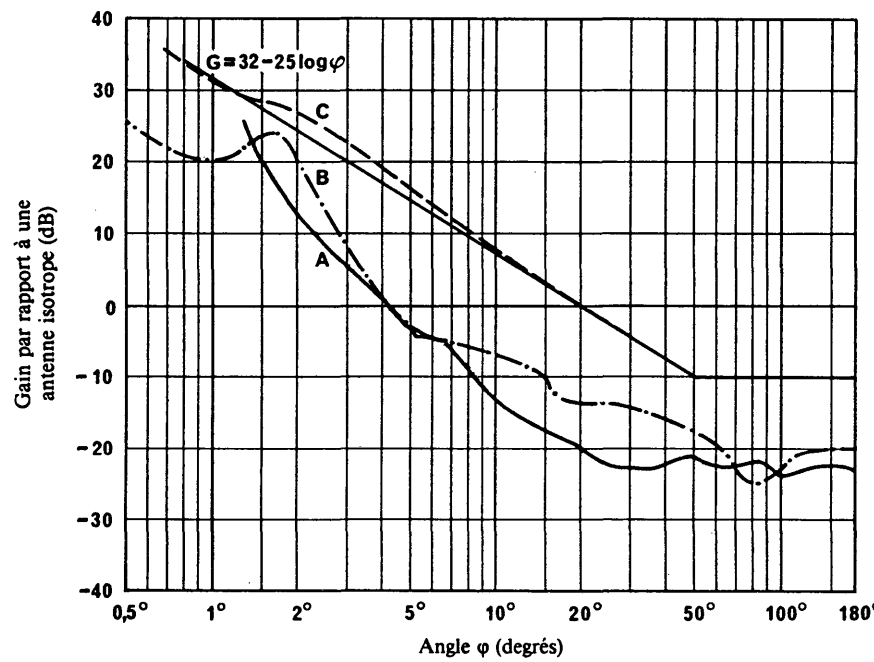


FIGURE 3 — *Diagrammes de lobes latéraux mesurés (valeurs de crête)*

A: antenne Gregory excentrée (D/λ = 66, 25 GHz, D = 0,8 m)

B: antenne Cassegrain excentrée (D/λ = 750, 19,5 GHz, D = 11,5 m)

C: antenne Cassegrain symétrique (D/λ = 600)

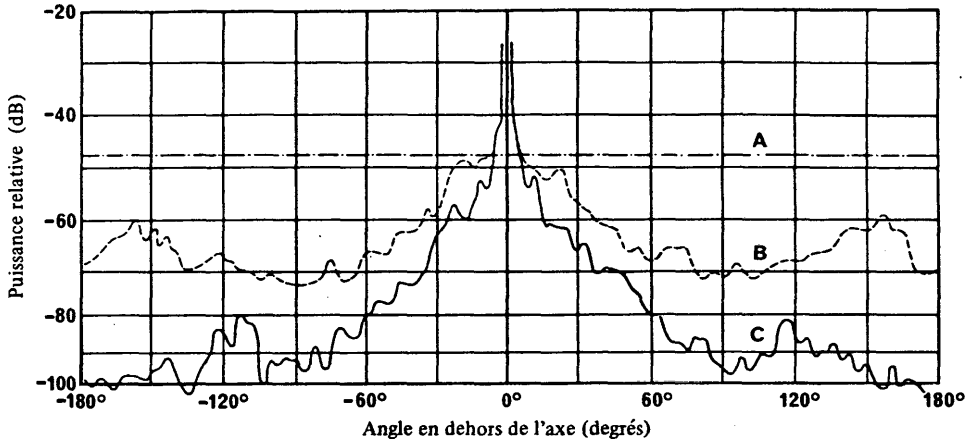


FIGURE 4 — *Diagrammes du rayonnement mesuré dans les lobes latéraux d'une antenne Gregory excentrée, avec et sans écrans absorbeurs d'hyperfréquences*

A: niveau isotrope
B: sans écrans absorbeurs
C: avec écrans absorbeurs
D/λ = 91
D = 0,8 m
f = 34 GHz

On remarque sur ce graphique que les lobes latéraux de niveau élevé aux environs de 20° et 150°, dus au rayonnement de diffraction autour du réflecteur principal et du réflecteur secondaire, sont considérablement réduits lorsque le système est pourvu d'absorbeurs. Le niveau des lobes latéraux écartés est aussi bas que −30 à −35 dBi. On ne s'attend à pratiquement aucun effet de la part des absorbeurs sur le gain dans l'axe puisque ceux-ci sont installés dans la zone de très faible illumination.

On considère que l'accroissement de la température de bruit de l'antenne, ΔT, dû à la présence d'absorbeurs, est maximal au zénith. La valeur de ΔT peut être obtenue par l'expression suivante:

$$\Delta T = T'_A - T_A \approx \Sigma_j(\gamma_a - \gamma'_a)T_0 \qquad (1)$$

où

T'_A, T_A : température de bruit de l'antenne avec et sans absorbeurs,

γ'_a, γ_a : rendement du faisceau de l'antenne, avec et sans absorbeurs, dans la $j$ième région,

T_0 : température des absorbeurs ($\approx$ 290 K).

L'accroissement de la température de bruit, ΔT, est évalué, à l'aide de l'expression ci-dessus, à 4,4 K.

On a mesuré la température de bruit de l'antenne à 11,7 GHz dans les conditions de ciel clair en utilisant une antenne Gregory excentrée de 3,3 m munie d'écrans absorbeurs d'hyperfréquences. L'introduction de ces écrans donne lieu à un accroissement de la température de bruit totale de l'antenne d'environ 5 K.

5. Conclusions

Le présent Rapport présente, pour les stations terriennes de recherche spatiale, un diagramme de rayonnement de référence qui peut être utilisé quand un diagramme mesuré n'est pas disponible. On a montré que le système d'antenne à réflecteur excentré est très efficace pour réduire les lobes latéraux par rapport à ceux du diagramme de référence.

On peut réduire encore plus les lobes latéraux en installant des écrans absorbeurs d'hyperfréquences autour du cornet d'alimentation primaire et du réflecteur secondaire, ainsi qu'autour du bord extérieur du réflecteur principal. On a estimé et vérifié que l'accroissement de la température de bruit de l'antenne dû aux absorbeurs était très faible.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

LEVY et autres [1967] Lunar range radiation paths of a 210 ft antenna at S-band. *IEEE Trans. Ant. Prop.*, AP-15, **2**, 311-313.

MIZUGUTCH, Y., AKAGAWA, M. et YOKOI, H. [octobre 1976] Offset dual reflector antenna. Présenté au Symposium international de l'IEEE AP-S, Mass.

OGAWA, E., TAKANO, T. et SHINJI, M. [août 1978] An offset Cassegrain antenna for the satellite communication system earth station. International Symposium on Antennae and Propagation, Sendai, Japon.

RAPPORT 543-1 *

ASPECTS SOUS LESQUELS SE PRÉSENTE LE PROBLÈME DE LA PROTECTION CONTRE LES RAYONNEMENTS A FRÉQUENCE RADIOÉLECTRIQUE DES STATIONS TERRIENNES DU SERVICE DE RECHERCHE SPATIALE

Comparaison entre les valeurs estimées et les valeurs mesurées du champ à 2 GHz

(Programme d'études 15B/2)

(1974-1986)

1. Introduction

Le présent Rapport donne le résumé d'une étude dans laquelle on a analysé et comparé des valeurs calculées et des valeurs mesurées des puissances surfaciques produites au voisinage d'une antenne à réflecteur de grand diamètre (64 m). Il s'agit d'une version abrégée du précédent Rapport 543 publié dans le Volume II, Genève, 1982. Il convient de consulter ce Rapport pour avoir tous les détails des études effectuées, ainsi que les caractéristiques du système. On a examiné de façon très détaillée les puissances surfaciques supérieures à 10 mW/cm^2, car on peut considérer qu'elles présentent des risques de danger pour les êtres humains exposés au rayonnement [USA Standard, 1966]. Les densités intermédiaires, de 1 à 10 mW/cm^2, ont été l'objet d'une analyse moins détaillée, cette catégorie étant considérée comme inoffensive dans le cas d'une exposition occasionnelle. Les densités inférieures à 1 mW/cm^2 ont été également examinées, bien que l'exposition illimitée à leurs radiations soit considérée comme ne présentant aucun danger. La matière du présent Rapport provient d'un rapport publié aux Etats-Unis d'Amérique [Bathker, 1971].

Le rayonnement émis par l'énergie radioélectrique à grande puissance constitue un danger pour les êtres vivants, pour les combustibles volatiles et pour les dispositifs électro-explosifs. Le présent Rapport traite essentiellement des niveaux d'irradiation considérés comme nocifs au point de vue biologique; la question des effets du rayonnement sur les combustibles volatiles et les dispositifs électro-explosifs est traitée dans d'autres mémoires [Constant et Martin, 1963; IME, 1968; Wood, 1969].

Le système dont il s'agit dans le présent Rapport est celui de l'antenne de la station terrienne de la NASA, située à Goldstone, en Californie. Cette antenne, de 64 m de diamètre, est à réflecteur parabolique, avec alimentation du type Cassegrain; l'énergie radioélectrique qui lui est appliquée a une puissance de 400 kW en ondes entretenues à la fréquence 2,12 GHz. Ce système émetteur-récepteur a été étudié et réalisé avec le plus grand soin, en vue d'obtenir un rendement optimal du faisceau (pourcentage de la puissance totale rayonnée par le lobe principal) et un bas niveau de débordement et de diffusion (pourcentage de l'énergie totale dissipée sous forme de rayonnements parasites). Ce détail est important, car faire un mauvais choix pour le système d'alimentation pourrait compromettre les résultats de la présente étude.

---

* Ce Rapport est porté à l'attention de la Commission d'études 1, vu la relation avec la Question 52/1.

2. Comparaison entre les valeurs prévues et les valeurs mesurées de la densité de puissance

Des mesures du rayonnement ont été effectuées à la station de Goldstone, dans la zone qui entoure le paraboloïde de 64 m. Pour ces mesures, on utilise des sondes de surface effective assez grande (500 cm^2) et un détecteur thermique à fréquence radioélectrique dont l'ordre de grandeur de la sensibilité utilisable est 10^{-2} mW. Une disposition de ce genre réagit à la puissance surfacique moyenne sur quelques longueurs d'onde carrée ou quelques valeurs ponctuelles, maximales et minimales, si tant est qu'il y en ait. La densité moyenne de puissance la plus faible que l'on peut détecter est de 10^{-5} mW/cm^2; pour les champs plus puissants, on obtient des mesures précises en utilisant des atténuateurs. L'expérience a montré que l'une des caractéristiques du rayonnement parasite est une forte polarisation elliptique; autrement dit, la polarisation tend à devenir linéaire pour chaque échantillon.

Le Tableau I donne un choix de résultats obtenus au cours des diverses mesures (on indique dans le Tableau I les emplacements où les mesures ont été faites: voir Fig. 1). Le but principal du Tableau I est de montrer les valeurs élevées des champs mesurés sur la surface du paraboloïde de 64 m et dans le faisceau tubulaire. Il indique également les valeurs modérées des champs au sol, en avant du paraboloïde, pour un angle de site de 6°. On voit que le rayonnement vers l'arrière est très faible.

TABLEAU I — *Choix de valeurs de puissances surfaciques système 64 m/400 kW de la station terrienne de Goldstone (voir Fig. 1)*

Emplacements des mesures	Puissance surfacique (mW/cm^2)		Observations
	Valeurs mesurées	Valeurs calculées	
Sur le paraboloïde de 64 m	43,5	29,5	Rayon: 5 m
Sur le paraboloïde de 64 m	22,0	19,0	Rayon: 15 m
Au centre du faisceau tubulaire	28,0	30,0	Distance: 700 m
Sous le faisceau, au sol (1)	0,02 à 2,0	4,0	Distance: 100 à 300 m
Au bord du paraboloïde, au sol (1)	0,32 à 0,8	2,5	Hauteur: 1,7 m
Immédiatement derrière le paraboloïde	0,11	—	Fuite près d'un orifice
Immédiatement derrière le paraboloïde	< 0,02	0,001	Panneau continu
Derrière le paraboloïde, au sol	0,002	≈ 0,000032	Angle de site: environ 15°
Exploration du lobe arrière, au sol (1)	< 0,001	≈ 0,000032	Essais par sondages
Sous l'hyperboloïde, au sol	0,11	—	Hauteur: 1,7 m

(1) Pour un angle de site de 6°.

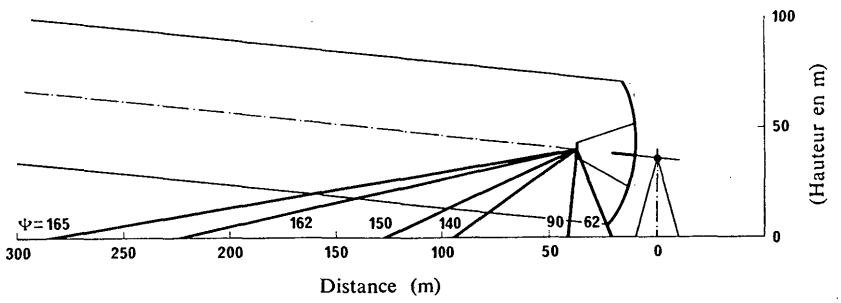


FIGURE 1 — *Système d'antenne perfectionné, 64 m de diamètre. Etude de la densité de puissance (voir Tableau I)*

Angle de site: 6,0°

La description donnée ci-dessus du système 64 m/400 kW peut être considérée comme suffisante dans le cas de puissances surfaciques supérieures à 10 mW/cm^2. Des mesures totalement indépendantes, effectuées sur des surfaces illuminées par un faisceau conique, montrent que le rapport entre la densité de puissance sur la surface et la densité de puissance à la distance $2D^2/\lambda$ est de 14,2 dB [Bickmore et Hansen, 1959]. Les mesures dont il s'agit dans le présent Rapport ont donné 14,3 dB. La valeur maximale calculée pour le faisceau tubulaire est la même, à 0,3 dB près, que la valeur obtenue par la mesure effectuée à 700 m de distance. Il convient de ne pas perdre de vue les limites qui restreignent l'étude, analytique ou sur le terrain, des multiples champs réfléchis au voisinage du sol, en ce sens que les manifestations ponctuelles des maxima et des minima (ondes stationnaires) et les moyennes fournies par les mesures sont importantes pour l'interprétation des résultats*.

Le raisonnement appliqué plus haut au faisceau tubulaire de premier ordre peut être considéré comme étant entièrement valable dans le contexte de la présente étude. Une équipe d'observateurs, utilisant le matériel portatif, détecterait environ 25 W à une distance de 7 km; un paraboloïde de 2 m de diamètre recueillerait presque 1 kW**. Des densités plus élevées sont possibles dans de mauvaises conditions de focalisation. Une augmentation d'environ 6 dB de la densité est détectée à une distance de 14,5 km. Il est donc essentiel que le réflecteur reste toujours focalisé à l'infini lorsque l'émetteur fonctionne.

Il convient de mentionner les effets, improbables mais possibles, du rayonnement dans la zone intermédiaire (1 à 10 mW/cm^2) susceptible d'être inévitablement l'objet de moins de surveillance. Des dispositifs résonnants ou focalisants, peut-être des anneaux de clefs, des montures de lunettes en métal ou des clefs à écrous, sont susceptibles d'offrir une surface d'absorption appréciable aux radiations dont les fréquences sont comprises dans la bande 2 GHz. Par exemple, un dipôle demi-onde (7 cm) placé dans un champ de 1 mW/cm^2 fournira 25 mW à une charge adaptée.

Des effets de cette sorte ont été signalés; mais on considère qu'ils ne causent guère plus qu'une improbable irritation. Le mouvement normal de l'antenne au cours de la poursuite limite dans le temps, dans une certaine mesure, la zone intermédiaire. On a calculé, dans cette zone, des puissances ponctuelles; mais les densités moyennes mesurées (sur la surface du cornet d'essai) semblent être inférieures à ce que l'on pourrait attendre. On considère que la densité moyenne présente de l'importance en ce qui concerne le personnel, tandis que les densités ponctuelles interviennent en cas d'éventuels phénomènes de résonance. Dans l'un et l'autre cas, cette zone au sol est considérée comme étant inoffensive si l'exposition au rayonnement est fortuite ou occasionnelle, même pour un angle de site de 6°.

Le plus grand danger provient par conséquent du faisceau tubulaire. Les antennes à hyperfréquences de grand diamètre sont généralement installées en des emplacements choisis dans une dépression de terrain; il est donc essentiel que le faisceau tubulaire ne soit pas intercepté par le terrain environnant. Sur celui-ci sont édifiés des pylônes, d'autres antennes, des lignes de transport d'énergie et, peut-être même à proximité de l'antenne, des toitures de bâtiments. En général, l'emplacement des stations de la NASA comportant des antennes de 64 m est tel qu'en raison de la restriction essentielle susmentionnée l'émetteur sera inopérant pour un angle de site de 6°, ce qui contribue davantage à diminuer la densité de puissance dans la zone intermédiaire, comme on peut s'en rendre compte en examinant la Fig. 1.

3. Conclusions

Etant donné les normes adoptées, les allées et venues du personnel, pendant que le système est en fonctionnement, doivent être soumises aux restrictions suivantes:

- s'abstenir d'accéder aux surfaces réfléchissantes;
- s'abstenir de se déplacer à l'intérieur du faisceau tubulaire;
- limitation de la durée de séjour (à une heure par vingt-quatre heures) dans la zone intermédiaire.

Tout le personnel d'exploitation doit être rendu attentif aux caractéristiques (portée et densité de puissance) du faisceau tubulaire, ainsi qu'aux effets improbables, mais possibles, des radiations dans la zone où la durée de séjour est limitée.

Les restrictions suivantes concernant l'environnement sont importantes également:

- des restrictions sont nécessaires en ce qui concerne les obstacles formant écran sur le terrain;
- des servitudes doivent être imposées à la hauteur des bâtiments de la station;
- les dispositifs de collimation et autres pylônes sont des causes possibles de danger.

---

* Des renseignements plus récents confirment que, avec une sonde de faible ouverture et indépendante de la polarisation, les mesures effectuées dans un champ complexe donnent des résultats généralement supérieurs de 6 à 10 dB par rapport à ceux que l'on obtient avec une grande ouverture.

** Un paraboloïde de 2 m de diamètre, situé à 1,5 km d'un système 25 m/400 kW émettant sur 2,39 GHz, a été fortuitement balayé par le faisceau tubulaire, au cours d'une opération de poursuite normale. La puissance surfacique du faisceau tubulaire était, dans ce cas, de 186 mW/cm^2, et sa portée était de 2,7 km. En outre, l'augmentation de 2 dB à mi-distance, comme le prévoit la théorie du faisceau tubulaire du second ordre, était nette; le paraboloïde a recueilli environ 5 kW et le dégagement de chaleur a mis hors d'usage le dispositif d'alimentation et le câblage.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

BATHKER, D. A. [1971] Predicted and measurement power density description of a large ground microwave system. JPL Technical Memo, 33-433.

BICKMORE, R. W. et HANSEN, R. C. [1959] Antenna power densities in the Fresnel region. *Proc. IRE*, 2119-2120.

CONSTANT, P. C. et MARTIN, E. J. [1963] The radiation hazards (RAD HAZ) Program on the formulation of standards. *IEEE Trans. Radio Frequency Interference.*

IME, Institute of Makers of Explosives [1968] Radio-frequency energy: A potential hazard in the use of electric blasting caps. Safety Library Publication, No. 20. Library of Congress, Washington DC, Etats-Unis d'Amérique.

USA STANDARD [1966] Safety level of electromagnetic radiation with respect to personnel. USAS C95.1-1966, approuvé le 9 novembre 1966, publié par United States of America Standards Institute, 10 East 40th Street, New York, New York 10016, Etats-Unis d'Amérique.

WOOD, R. F. [1969] The effect of radiofrequency energy on electro-explosive devices; Non-ionizing radiation. Franklin Institude Research Laboratories, Philadelphia, PA, Etats-Unis d'Amérique.

RAPPORT 682-1 *

PROBABILITÉ DE DANGERS CAUSÉS AUX PERSONNES SE TROUVANT DANS DES AÉRONEFS PAR LES STATIONS TERRIENNES DU SERVICE DE RECHERCHE DANS L'ESPACE LOINTAIN

(Programme d'études 15B/2)

(1978-1986)

1. Introduction

Le présent Rapport est une version abrégée du Rapport publié dans le Volume II de Genève, 1982. On se reportera à l'Annexe I à ce Rapport en ce qui concerne l'analyse principale. Le sujet traité se rapporte à la Question 15/2 et au Programme d'études 15B/2; historiquement, il se rapporte également aux § 1 et 2 de la Question 52/1 (ancienne Question 21/4) et au § 8.2 du Rapport 385. On a fait une analyse des dangers auxquels peuvent être exposés les équipages d'aéronefs (notamment d'avions légers) volant au voisinage d'une station terrienne du service de recherche dans l'espace lointain. Ces dangers peuvent exister quel que soit le matériau utilisé pour la construction du fuselage de l'aéronef.

2. Généralités

Une station terrienne de télécommunication avec l'espace lointain comporte des antennes paraboliques à gain très élevé reliées à des émetteurs à grande puissance et à des récepteurs à haute sensibilité. La principale fonction d'une installation de ce genre est d'assurer les télécommunications avec des stations spatiales en mission dans l'espace lointain. Il est donc possible que des aéronefs survolent les abords d'une station terrienne d'émission.

La possibilité pour qu'un avion se trouve exposé au danger créé par le rayonnement de grande puissance d'une antenne de station terrienne dépend de plusieurs facteurs tels que:

- le type d'avion survolant les alentours de la station;
- le degré d'efficacité des mesures de sécurité et de contrôle imposées par les règlements sur les routes aériennes passant près d'une zone susceptible d'être dangereuse;
- la probabilité pour qu'un aéronef traverse réellement la zone de grande puissance surfacique de la station d'émission.

3. Probabilité pour qu'une situation dangereuse se présente

On suppose dans ce qui suit que les zones environnant une station terrienne de télécommunication avec l'espace lointain – par exemple celle de Goldstone Lake en Californie – sont des zones avec restrictions, dans lesquelles les trajectoires de vol des avions militaires et des grands avions de ligne sont sous le contrôle des administrations et qu'il y a coordination avec les opérations de recherche dans l'espace lointain, de sorte que le problème des dangers susceptibles d'être causés par les rayonnements n'existe que pour les petits aéronefs sans instruments de guidage qui traverseraient délibérément ou accidentellement la zone prohibée ou contrôlée.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention de la Commission d'études 1.

Les circonstances fortuites dans lesquelles un aéronef pourrait rencontrer un faisceau émis en direction de l'espace lointain par une puissante station terrienne peuvent être calculées d'après les probabilités conditionnelles suivantes:

- la probabilité pour qu'un aéronef s'aventure dans une zone prohibée. (Cette probabilité pour qu'un aéronef de l'aviation générale pénètre dans une zone prohibée, proche d'une installation de télécommunication avec l'espace lointain, est fonction du nombre de vols à proximité d'une telle zone.)
- la probabilité pour qu'un aéronef, se déplaçant au hasard et s'étant aventuré dans une zone prohibée, pénètre dans le «papillon» de l'antenne.* (Dans sa forme la plus simple, cette probabilité est exprimée par le rapport de l'aire du «papillon» à l'aire de l'espace aérien disponible à l'intérieur de la zone prohibée.)
- la probabilité pour qu'un aéronef, ayant pénétré dans le «papillon», intercepte le faisceau de l'antenne. (Cette probabilité peut être déterminée en supposant que la zone du «papillon» à une altitude donnée est divisée en un certain nombre de secteurs ayant chacun les mêmes dimensions que la zone dangereuse du faisceau à l'altitude donnée. Etant donné qu'une seule parmi ces zones est, en fait, la zone dangereuse, la probabilité pour que l'aéronef intercepte cette zone est approximativement fonction des dimensions de la zone dangereuse et de la plus grande longueur de la trajectoire de l'aéronef à travers le «papillon».)

La probabilité globale pour qu'un petit aéronef pénètre le faisceau de l'antenne d'émission de la station terrienne de télécommunication avec l'espace lointain est le produit des probabilités exposées ci-dessus. Etant donné que ces probabilités sont généralement fonction de l'altitude, il convient de faire intervenir la distribution en altitude de l'ensemble des aéronefs de l'aviation générale comme fonction pondératrice dans la détermination de la probabilité globale pour qu'un aéronef pénètre dans la zone dangereuse d'une station du service de recherche spatiale dans l'espace lointain.

4. Conclusions

La principale conclusion à tirer des valeurs numériques obtenues par un exemple spécifique – pour le trafic aérien au départ ou à l'arrivée dans la région de la Californie du Sud, aux Etats-Unis d'Amérique – (voir l'Annexe I au Rapport 682, Genève, 1982) est qu'il y a une chance sur un million pour qu'un avion léger traverse accidentellement la zone de grande puissance surfacique d'une station terrienne d'émission du service de recherche spatiale dans l'espace lointain.

---

* Le contour du «papillon» est déterminé par l'intersection du contour de l'angle de site minimal de l'antenne (10°) et de deux contours de déclinaison constante (± 30°), projetés sur la surface de la sphère d'altitude à partir de l'emplacement de l'antenne de la station terrienne.

SECTION 2B: SUJETS D'INTÉRÊT GÉNÉRAL

RAPPORT 980

FACTEURS RELATIFS A L'ÉTABLISSEMENT DE LIMITES CONCERNANT LES RAYONNEMENTS NON ESSENTIELS POUR LES SERVICES SPATIAUX

(Question 19/2)

(1986)

1. Introduction

On n'a pas encore fixé de limites aux rayonnements non essentiels provenant d'émetteurs des services spatiaux fonctionnant au-dessus de 960 MHz. Comme les services spatiaux continuent de se développer, les brouillages préjudiciables causés par ces rayonnements peuvent atteindre des valeurs intolérables, sauf si l'on établit des limites bien définies. La limitation des rayonnements non essentiels est particulièrement importante en ce qui concerne les émetteurs installés à bord d'un engin spatial, parce que le réglage ou la modification de l'émetteur est généralement impossible après son lancement. S'il s'avère qu'une station spatiale provoque des brouillages imprévus après son lancement, à cause des rayonnements non essentiels, il peut être nécessaire de réduire ou de modifier son fonctionnement, ce qui peut entraîner des frais importants.

L'établissement de limites pour les rayonnements non essentiels dans tous les services spatiaux est un problème complexe, en raison de la multiplicité des fréquences possibles, du nombre et de la variété des éventuelles victimes de ces rayonnements. Aucune analyse détaillée n'a encore été faite, mais des systèmes et des services particuliers ont été étudiés. Le Rapport 713 donne des exemples, à titre d'illustration seulement, de densités spectrales de p.i.r.e. non essentielles concernant des stations terriennes et spatiales du service fixe par satellite, compte tenu des niveaux de brouillage admissibles pour les stations de plusieurs services (fixe, radioastronomie, recherche spatiale et fixe par satellite); à cet égard, ce Rapport énonce plusieurs hypothèses simplificatrices. Le Rapport 884 fait une analyse du brouillage éventuel dû aux harmoniques entre des stations de recherche dans l'espace lointain et des stations du service fixe et du service de radiodiffusion par satellite. Le Rapport 697 examine la possibilité de brouillage du service de radioastronomie par les rayonnements non essentiels de tous les autres services.

Le présent Rapport décrit les caractéristiques générales des rayonnements non essentiels imputables aux types d'émetteurs et aux méthodes de modulation communément utilisés dans les services spatiaux. Les techniques permettant de contrôler le niveau des rayonnements non essentiels sont passées en revue. Enfin, en se fondant sur les conclusions de cette étude, on examinera les niveaux pouvant être pris en considération pour établir les limites des rayonnements non essentiels, compte tenu des caractéristiques spécifiques des services spatiaux.

2. Sources et nature des rayonnements non essentiels

2.1 *Sources des rayonnements non essentiels*

Les rayonnements non essentiels sont dus surtout aux non-linéarités des éléments de la chaîne d'émission: mélangeurs-élévateurs de fréquence, amplificateurs de puissance, surfaces de la structure d'antenne. Les composantes de ces rayonnements comprennent:

- des produits de mélange, apparaissant dans des combinaisons linéaires des fréquences utilisées pour l'élévation de fréquence;
- des harmoniques, se produisant sur des multiples entiers des fréquences porteuses des émissions «utiles»;
- des produits d'intermodulation qui correspondent à des combinaisons linéaires des fréquences porteuses des émissions «utiles»; et
- des fuites de l'oscillateur local qui passent dans l'émetteur.

Une autre composante des rayonnements non essentiels est constituée par les oscillations parasites se produisant principalement dans les tubes amplificateurs de puissance. Ces oscillations parasites ne sont pas en relation harmonique avec les émissions utiles.

Les causes des rayonnements non essentiels dans les services spatiaux fonctionnant au-dessus de 960 MHz, sont essentiellement les mêmes que celles rencontrées dans les bandes de fréquences inférieures, à une exception près. Le phénomène d'intermodulation dans l'émetteur est bien connu dans les bandes hectométriques, décamétriques et métriques et à la partie inférieure des bandes décimétriques, lorsque des émetteurs multiples

alimentent la même antenne, ou lorsque plusieurs antennes sont proches les unes des autres. Ce phénomène est causé par des émissions provenant d'un émetteur qui entrent dans le circuit de sortie d'un autre émetteur et se mélangent avec le(s) signal(aux) de sortie utile(s). Ce problème n'est pas critique pour les émetteurs fonctionnant sur des fréquences supérieures à 1 GHz parce que leurs circuits de sortie sont, en général, équipés d'isolateurs qui empêchent la puissance passant par l'antenne d'atteindre le circuit de sortie de l'émetteur et de provoquer des produits d'intermodulation.

2.2 *Nature des harmoniques et des produits d'intermodulation*

La transformation d'une tension d'entrée $v_i(t)$ par un dispositif non linéaire ne possédant pas de mémoire, engendre une tension de sortie $v_o(t)$ que l'on peut écrire comme suit:

$$v_o(t) = \sum_{m=1}^{\infty} a_m \cdot v_i^m (t)$$

Les coefficients a_m caractérisent la non-linéarité du dispositif. Par exemple, dans les mélangeurs, il y a prédominance de a_2. Dans les amplificateurs linéaires, on a $a_m = 0$ pour $m > 1$, alors que pour la plupart des amplificateurs techniquement réalisables, les coefficients a_m pour les m impairs ont des valeurs appréciables. On trouve des coefficients avec m pair dans les dispositifs ayant une réponse asymétrique, c'est-à-dire $v_o(v_i) \neq -v_o(-v_i)$. La tension de sortie de ces dispositifs non linéaires comporte des harmoniques et des produits d'intermodulation, dont les spectres et les amplitudes sont déterminés par le signal d'entrée et les coefficients a_m.

L'effet de la non-linéarité sur un signal d'entrée unique, d'amplitude constante et modulé en phase est la production d'harmoniques dont les fréquences sont des multiples entiers de la fréquence porteuse. Les signaux harmoniques sont de la forme:

$$A_n \cos \left[n\omega_0 t + n\theta(t)\right]$$

où:

A_n : coefficient d'amplitude

n : ordre de l'harmonique

ω_0 : fréquence porteuse fondamentale

$\theta(t)$: modulation de phase de la fondamentale.

Quand la modulation de phase donne une forme d'onde analogique, l'harmonique d'ordre n a la même forme d'onde de modulation mais son excursion est multipliée par n. Par conséquent, le spectre du n^e harmonique d'un signal MF ou MP à large bande sera approximativement n fois plus large que le spectre du signal fondamental.

La modulation de phase d'une forme d'onde numérique non filtrée d'ordre m est donnée par:

$$\theta(t) = 2\pi\, i/m \qquad kT < t \leqslant (k+1)T$$

où $i = 0, 1, \ldots$ ou $m - 1$, t étant le temps, T la période des symboles. Les signaux harmoniques auront le plus souvent des spectres semblables à celui du fondamental, pour une largeur de bande identique. Font exception les harmoniques ayant un ordre égal à un multiple entier de m. Ces harmoniques ont des spectres très étroits.

Les signaux formés de plusieurs composantes spectrales indépendantes, lorsqu'ils traversent un dispositif non linéaire, donnent des produits d'intermodulation aussi bien que des harmoniques. Pour N signaux à bande étroite ayant des fréquences porteuses f_i ($i = 1, 2, \ldots N$), les produits d'intermodulation apparaissent aux fréquences:

$$k_1 f_1 + k_2 f_2 + \ldots + k_N f_N$$

expression dans laquelle chaque valeur de k_i est un nombre entier positif ou négatif, ou nul. L'ordre d'un produit d'intermodulation est donné par:

$$n = \sum_i |k_i|$$

Il est à noter que les harmoniques sont compris dans la formule ci-dessus. Si les fréquences f_i sont relativement proches les unes des autres, les produits d'intermodulation sont groupés autour des signaux d'origine et de leurs harmoniques. Par exemple, avec deux signaux de fréquences f_1 et f_2, certains des produits d'intermodulation se produisent aux fréquences suivantes:

2e ordre:	$f_1 + f_2$ $2f_1$ $2f_2$	2e groupe harmonique
3e ordre:	$2f_1 - f_2$ $2f_2 - f_1$	groupe fondamental
	$2f_1 + f_2$ $2f_2 + f_1$ $3f_1$ $3f_2$	3e groupe harmonique

Les produits d'intermodulation du groupe fondamental sont ceux dont les coefficients satisfont à l'équation:

$$\sum_i k_i = 1$$

Ces produits d'intermodulation sont les plus gênants, car ils sont difficiles à filtrer et provoquent de l'auto-brouillage. Alors qu'une grande partie de la puissance du produit d'intermodulation se situe souvent à l'intérieur de la bande attribuée, d'autres parties non négligeables se trouvent également de chaque côté de cette bande et peuvent brouiller des services fonctionnant dans des bandes adjacentes en fonction de la ou des différence(s) de fréquences $f_2 - f_1$. L'étendue de cet étalement de la puissance des produits d'intermodulation au-delà des limites de la bande dépend de l'ordre du produit, n. Les produits d'intermodulation d'ordre n se situent à l'intérieur d'une bande égale à n fois la largeur de bande occupée par les porteuses émises. Cet étalement est illustré par la Fig. 1.

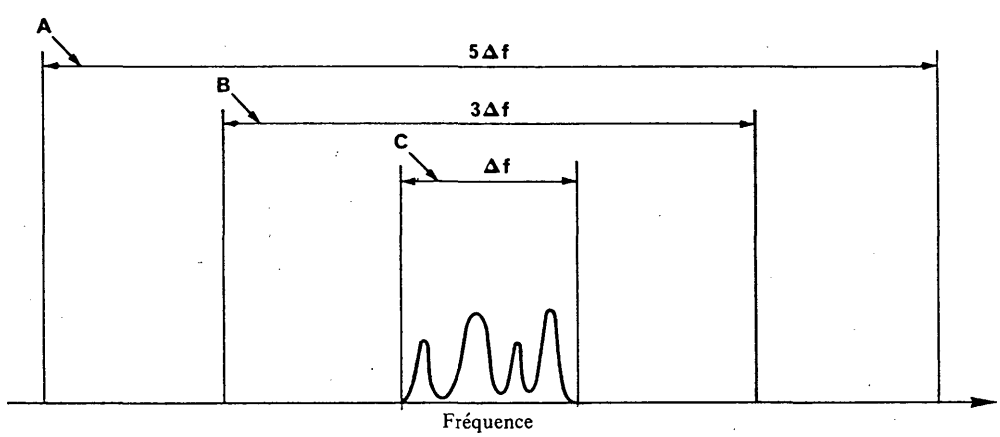


FIGURE 1 – *Etalement spectral des produits d'intermodulation*

Δf: largeur de bande occupée par les fondamentales
A: bande occupée par les produits d'intermodulation du 5e ordre
B: bande occupée par les produits d'intermodulation du 3e ordre
C: bande occupée par les ondes porteuses (bande assignée)

Le spectre d'un produit d'intermodulation est une version extrapolée de la convolution du spectre des signaux qui contribuent à sa formation. Le facteur d'extrapolation est une fonction des coefficients qui décrivent la non-linéarité. Avec une entrée $e_i(t)$ comprenant N signaux à bande étroite,

$$e_i(t) = Re \left\{ \sum_{p=1}^{N} A_p \exp \left[j2\pi f_p t + j\varphi_p(t) \right] \right\}$$

la sortie d'un dispositif non linéaire a le spectre suivant [Fuenzalida et autres, 1973]:

$$S_o(f) = \sum_{K} M_K \, \Omega \left(K, f \right) - \sum_{p=1}^{N} k_p f_p$$

où:

$K = (k_1, k_2, \ldots k_N)$

$\Omega(K, f) = S(k_1 \varphi_1)^* \; S(k_2 \varphi_2)^* \ldots S(k_N \varphi_N)^*$

$S(k_p \varphi_p)$: spectre de puissance équivalent passe-bas, normalisé par rapport à l'unité de puissance, d'une porteuse à modulation de phase $k_p \varphi_p(t)$

M_K : amplitude de la composante spectrale, dépendante de la non-linéarité.

En raison du procédé de convolution, le spectre d'un produit d'intermodulation a une largeur de bande égale à la somme des largeurs de bande des signaux qui entrent en jeu. Les effets d'auto-brouillage des produits d'intermodulation du groupe fondamental ont été atténués dans certains systèmes à porteuses multiples, grâce à une assignation judicieuse des fréquences porteuses. Cette assignation des fréquences aux ondes porteuses se fait de telle sorte que les produits d'intermodulation tombent principalement dans des intervalles non occupés ou en dehors de la bande assignée. Cette pratique peut avoir pour conséquence d'accroître la probabilité de production de forts rayonnements non essentiels par les produits d'intermodulation, tout en diminuant l'auto-brouillage.

2.3 *Effets des brouillages causés par les rayonnements non essentiels*

Comme il est démontré dans le paragraphe précédent, un produit d'intermodulation ou un signal harmonique produit à partir de porteuses à modulation de phase est lui-même une porteuse à modulation de phase qui a, en général, une plus grande excursion que toute autre porteuse. Il existe une exception notable à ce cas général; le deuxième harmonique d'une porteuse à modulation MDP-2 et les produits d'intermodulation qui s'y rapportent. Dans ce cas, l'harmonique a un spectre étroit et le produit d'intermodulation est également plus étroit. (Ceci s'applique également au 4e harmonique d'une porteuse MDP-2 ou MDP-4 et à d'autres harmoniques d'ordre plus élevé.)

Les produits d'intermodulation, les harmoniques et autres rayonnements non essentiels des porteuses à modulation angulaire, du fait qu'ils ne sont pas essentiellement différents des signaux qui les produisent, devraient avoir des effets de brouillage très semblables à ceux des porteuses fondamentales ne subissant aucune distorsion. Cela signifie que les techniques d'analyse mises au point pour évaluer les effets du brouillage s'appliquent aussi bien aux brouillages causés par les rayonnements non essentiels qu'aux émissions «utiles». Par ailleurs, les limites imposées au niveau des émissions utiles pour protéger les services contre des brouillages intolérables peuvent également s'appliquer aux rayonnements non essentiels. Dans les cas où un produit d'intermodulation est généré par des porteuses de plusieurs types (par exemple MF, MRF et MDP-4 numérique), le meilleur moyen de prendre en compte les effets du brouillage consiste à admettre que les produits d'intermodulation sont du même type que celui de la porteuse qui cause le niveau de perturbation le plus élevé.

3. Techniques de limitation des rayonnements non essentiels

3.1 *Harmoniques des amplificateurs de puissance et produits d'intermodulation*

Il existe deux méthodes générales pour limiter le niveau des rayonnements non essentiels produits par des amplificateurs de puissance. Elles sont décrites ci-après.

3.1.1 *Amélioration de la linéarité*

On réduit les niveaux des harmoniques et des produits d'intermodulation, par rapport au signal utile, en abaissant le niveau de sortie de l'amplificateur. Quand le niveau de sortie se trouve nettement en dessous du niveau de saturation (ou du niveau de compression significative), la partie utilisée de la caractéristique entrée-sortie de l'amplificateur est presque linéaire. Etant donné que la puissance est réduite à partir de ce niveau, la vitesse de variation de la puissance d'un harmonique d'ordre n ou d'un produit d'intermodulation est égale approximativement à n fois la vitesse de variation de la puissance du fondamental mesurée logarithmiquement [Westcott, 1967]. Par exemple, les produits d'intermodulation du 3e ordre sont abaissés d'une valeur allant jusqu'à 3 dB, pour chaque dB de réduction de la puissance d'entrée (ou de sortie). On ne s'approche de cette relation entre la vitesse de variation et l'ordre du produit d'intermodulation que si le recul de puissance à la sortie est supérieur à environ 7 dB.

De nombreuses techniques de linéarisation ont été appliquées afin de réduire les produits d'intermodulation et de permettre ainsi l'utilisation d'une plus grande partie de la puissance disponible provenant des amplificateurs de puissance. Ces techniques consistent à appliquer une prédistorsion aux signaux d'entrée de l'amplificateur ou à ajouter des produits de distorsion en opposition de phase à la sortie. L'Annexe II au Rapport 708 analyse les performances des linéariseurs à prédistorsion pour les amplificateurs à tube à ondes progressives.

3.1.2 *Filtrage*

Les harmoniques provenant des amplificateurs de puissance sont généralement supprimés au moyen de filtres placés sur la ligne d'émission de sortie. Le Tableau I donne les caractéristiques de quelques filtres d'harmoniques typiques qui sont utilisés dans les émetteurs des stations terriennes [Varian Associates, 1976].

TABLEAU I – *Exemple de caractéristiques de filtres d'harmoniques*

Bande passante (GHz)	Puissance nominale (kW)	Affaiblissement d'insertion (dB)	Réjection des harmoniques (dB)			
			2e	3e	4e	5e
5,925- 6,425	8	0,25	50	50	40	25
5,925- 6,425	10	0,25	30	25	20	20
7,9 - 8,4	5	0,30	50	40	30	30
7,9 - 8,4	10	0,20	35	20	20	NS
14,0 -14,5	2,5	0,25	20	NS	NS	

NS: non spécifié

Pour obtenir un niveau uniforme spécifique d'affaiblissement des rayonnements harmoniques, la réjection nécessaire du filtre d'harmonique diminue à mesure qu'augmente l'ordre des harmoniques successifs. Ceci est compatible avec les caractéristiques des tubes amplificateurs à grande puissance, pour lesquels la puissance des harmoniques à la sortie diminue généralement d'environ 10 dB d'un ordre à l'ordre suivant. Le premier filtre spécifié dans le Tableau I, placé à la sortie d'un tube à ondes progressives, aurait pour effet d'amener le niveau de tous les harmoniques à 60 dB au moins au-dessous de la fondamentale. Les harmoniques à la sortie d'un klystron sont généralement inférieurs de 15 à 20 dB par rapport à ceux d'un tube à ondes progressives; on peut donc avoir un filtrage moins poussé pour obtenir la même spécification.

On peut utiliser les filtres passe-bande pour atténuer les émissions hors bande et les rayonnements non essentiels à proximité de la bande passante. Le Tableau II donne les caractéristiques de quelques-uns de ces filtres [Varian Associates, 1976]. Leur efficacité dans la limitation des émissions hors bande est restreinte par la vitesse d'accroissement de l'affaiblissement en fonction de la fréquence à partir du bord de la bande. Il est à noter que l'intervalle de fréquences entre le bord de la bande et le point où l'on obtient l'affaiblissement maximal varie de 30% à 100% de la largeur de la bande en ce qui concerne les filtres mentionnés dans le tableau. Cet intervalle peut être réduit mais au prix d'une plus grande perte de bande passante et d'une plus grande variation de la phase. Comme la courbe de réponse du filtre a une pente de valeur finie, les produits d'intermodulation tombant immédiatement en dehors de la bande risquent d'être insuffisamment affaiblis et pourraient causer des brouillages dans la bande adjacente. Lorsqu'on émet des porteuses multiples s'étendant jusqu'au bord de la bande, on peut prévoir que la densité de puissance des produits d'intermodulation hors bande sera élevée à proximité du bord de la bande.

3.2 *Autres sources de rayonnements non essentiels*

Les produits d'intermodulation et les harmoniques passifs sont engendrés par des couches d'oxyde et par d'autres produits de corrosion superficielle exposés aux champs radioélectriques à fréquence élevée, à proximité d'une antenne émettrice. Les contacts métal-métal sont des sources habituelles de produits d'intermodulation, surtout dans le cas de métaux non identiques et dans le cas d'un contact avec l'atmosphère. Si la conception, la construction et la maintenance des antennes émettrices sont réalisées avec soin, on risquera moins d'avoir des rayonnements non essentiels passifs. Il faut aussi prêter attention aux structures métalliques se trouvant à proximité d'une antenne; celles-ci sont également susceptibles de causer des rayonnements non essentiels passifs.

TABLEAU II – *Exemples de caractéristiques de filtres passe-bande*

Bande passante (GHz)	Puissance nominale (kW)	Affaiblissement d'insertion (dB)	Bande d'arrêt (GHz)	Réjection (dB)
2,7-2,9	10	0,25	c.c. - 2,59	50
			2,59- 2,64	25
			3,04- 3,84	25
			3,15- 3,70	50
5,925-6,425	3	0,25	c.c. - 5,5	80
			6,9 - 7,2	50
			7,2 - 8,2	60
7,9-8,4	12	0,5	c.c. - 7,75	80
			8,6 -10,0	80

Les produits de mélange d'un oscillateur local, ou même une fuite du signal de l'oscillateur local lui-même à des fréquences situées dans la bande passante de l'amplificateur de puissance, sont émis comme des rayonnements non essentiels. Ce phénomène peut être réduit à un minimum au stade de la conception. Il est nécessaire d'effectuer à la source un filtrage efficace des produits non désirés ainsi qu'une sélection judicieuse des fréquences des oscillateurs locaux.

Les oscillateurs parasites sont un phénomène anormal qui appelle des mesures de maintenance. On peut les éliminer en réglant les tensions de fonctionnement des éléments actifs de la chaîne d'émission ou en réduisant les fuites RF sur les connecteurs, mais il est généralement nécessaire de remplacer le composant défectueux.

4. Considérations sur la spécification des limites des rayonnements non essentiels

4.1 *Forme des limites concernant les rayonnements non essentiels*

Il serait utile de définir sous trois formes les limites concernant les rayonnements non essentiels pour les services spatiaux:

- un niveau requis d'affaiblissement des rayonnements non essentiels par rapport à la puissance de l'émission fondamentale (ou de la porteuse);
- un niveau maximal admissible de la puissance des rayonnements non essentiels, exprimé en densité spectrale de puissance, densité spectrale de puissance surfacique rayonnée ou densité spectrale de puissance surfacique reçue;
- une puissance de réception.

La première forme serait peut-être plus commode pour les concepteurs de système puisque les spécifications des composants sont souvent indiquées de cette façon (par exemple, l'affaiblissement des filtres). Toutefois, le respect des critères de brouillage suppose que l'on applique les limites relatives au niveau de puissance des rayonnements non essentiels dans le récepteur subissant le brouillage. L'équation suivante établit une relation entre ces deux formes:

$$S(f) = P_t + G_t(f) + G_r(f) - L(f) - I(f)$$

où:

$S(f)$: niveau requis d'affaiblissement (dB) des rayonnements non essentiels à la fréquence f

P_t : niveau de densité spectrale de puissance du brouilleur (dB(W/B)), où B est la largeur de bande de référence définie par les critères de brouillage

$G_t(f)$, $G_r(f)$: gains d'antenne de l'émetteur et du récepteur (dBi) à la fréquence f dans la direction appropriée

$L(f)$: affaiblissement de propagation (dB) constamment dépassé sauf pendant p% du temps, à la fréquence f, où p est défini par les critères de brouillage

$I(f)$: niveau de brouillage admissible (dB(W/B)) qui ne peut être dépassé dans la largeur de bande de référence B, pendant plus de p% du temps.

L'équation qui précède montre que l'on peut définir de nombreux niveaux d'affaiblissement pour une même source de brouillage, selon les divers rayonnements non essentiels considérés. Dans une analyse générale, il faut poser de nombreuses hypothèses concernant les gains d'antenne et les affaiblissements de propagation pour déterminer les affaiblissements requis.

On trouvera au Tableau III quelques-uns des critères de protection mis au point pour un certain nombre de services par la Commission d'études 2. Il convient de consulter les Recommandations pertinentes pour plus de détails. Dans tous les cas, on prend en compte le niveau de brouillage total dans la largeur de bande de référence indiquée, lequel inclut nécessairement l'apport de toute source d'émissions hors bande et de rayonnements non essentiels. Le niveau maximal admissible du brouillage causé par des rayonnements non essentiels doit être inférieur aux seuils indiqués au Tableau III; il faudra toutefois procéder à une analyse plus poussée pour fixer les limites appropriées.

TABLEAU III – *Critères de protection établis par la Commission d'études 2*

Service subissant le brouillage	Référence	Emplacement de la station	Gamme de fréquences (1)	Type de critère	Seuil	Probabilité maximale de dépassement
Opérations spatiales	Recommandation 363	Terre	1-8 GHz	Puissance	−184 dB(W/kHz)	1%/jour
		Engin spatial	Toutes	*S/I*	20 dB(1 kHz)	1%/jour
Recherche spatiale (espace proche de la Terre, automatique)	Recommandation 609	Terre	1-20 GHz	Puissance	−216 dB(W/Hz)	0,1% du temps
		Engin spatial sur orbite basse	0,1-30 GHz	Puissance	−177 dB(W/kHz)	0,1% du temps
Recherche spatiale (espace proche de la Terre, habité)		Terre	1-20 GHz	Puissance	−216 dB(W/Hz)	0,001% du temps
		Engin spatial sur orbite basse	0,1-30 GHz	Puissance	−177 dB(W/kHz)	0,1% du temps
Recherche dans l'espace lointain	Recommandation 578	Terre	de 8 et 13 GHz	Puissance	−220 dB(W/Hz)	0,001% du temps
		Engin spatial	autour de 7 GHz	Puissance	−189 dB(W/20 Hz)	0,001% du temps
Exploration de la Terre par satellite (liaisons de télécommunication)	Recommandation 514	Terre	1-10 GHz	Puissance	−154 dB(W/MHz)	1% du temps
		Engin spatial (espace proche de la Terre)	0,3-10 GHz	Puissance	−161 dB(W/kHz)	0,1% du temps
Exploration de la Terre par satellite (détecteurs passifs)	Rapport 694	Engin spatial	(Voir le Tableau I, Rapport 694)			
Radioastronomie	Recommandations 314 et 611	Terre	(Voir les Tableaux I et II ainsi que le § 4 du Rapport 224)			

(1) Pour les critères correspondant à d'autres gammes de fréquences, on se reportera à la Recommandation citée en référence.

4.2 *Analyse des données pertinentes*

Le Rapport 844 contient des informations sur les brouillages qui pourraient être causés aux récepteurs des stations terriennes et spatiales utilisées pour la recherche dans l'espace lointain, du fait des émissions d'harmoniques d'autres services, dans les bandes en relation harmonique. Il étudie aussi le brouillage qui pourrait être causé à d'autres services, par exemple, par des émissions d'harmoniques provenant d'émetteurs de stations terriennes et spatiales utilisées pour la recherche dans l'espace lointain. L'analyse présentée dans ce Rapport s'appuie, en partie, sur les critères de protection applicables à la recherche dans l'espace lointain, donnés dans la Recommandation 578 et dans l'Appendice 28 au Règlement des radiocommunications. Le Rapport 844 conclut que, si la densité spectrale de puissance des émissions harmoniques était affaiblie d'au moins 50 dB par rapport à la densité spectrale de puissance du fondamental, ces émissions ne causeraient pas de problèmes de brouillage majeurs aux divers systèmes considérés dans cette analyse.

Dans le service de radioastronomie, les seuils de brouillage préjudiciable donnés dans les Tableaux I et II du Rapport 224, s'appliquent à tous les signaux artificiels tombant dans une bande attribuée au service de radioastronomie, qu'il s'agisse d'émissions utiles ou non. Le Rapport 697 énumère les services qui risquent le plus de générer des produits d'intermodulation ou des harmoniques susceptibles de brouiller des observations radioastronomiques. Il est indiqué que le deuxième harmonique produit par les satellites de radiodiffusion fonctionnant dans la bande 11,7 à 12,5 GHz pourrait dépasser les seuils de brouillage préjudiciable au service de radioastronomie, à moins de réduire cet harmonique de 126 dB (en supposant que l'antenne de radioastronomie soit pointée sur le satellite) ou de 56 dB (en admettant un gain de 0 dB pour cette même antenne). Les satellites géostationnaires de météorologie qui utilisent la bande de 460-470 MHz pour interroger les plates-formes de collecte de données peuvent brouiller le service de radioastronomie par leur troisième harmonique. Celui-ci devrait être affaibli de 94 dB afin de retomber au-dessous du seuil de brouillage préjudiciable, en supposant ici encore que l'antenne de radioastronomie est pointée sur le satellite. Il existe un cas où le seuil de brouillage préjudiciable spécifié dans le Rapport 224 n'est pas adéquat. Dans ce Rapport, il est proposé de faire en sorte que les antennes de radioastronomie puissent observer jusqu'à un angle de 5° par rapport à l'orbite des satellites géostationnaires sans subir de brouillage préjudiciable. Les seuils de brouillage préjudiciable que l'on peut appliquer dans ce cas sont inférieurs d'environ 15 dB aux valeurs données dans les Tableaux I et II du Rapport 224.

Du point de vue de l'expérience pratique, il faut noter que les stations terriennes et spatiales du SFS national des Etats-Unis d'Amérique ont fonctionné pendant de nombreuses années dans toutes les bandes du SFS avec des limites de rayonnements non essentiels correspondant à un affaiblissement de 50 dB par rapport au fondamental, sans que soit signalé aucun brouillage notable des autres services par les rayonnements non essentiels.

5. Conclusions

La nature des produits d'intermodulation, des harmoniques et des autres rayonnements non essentiels, leurs effets sur la qualité de fonctionnement des stations susceptibles d'être brouillées, les méthodes à mettre en œuvre pour les limiter ainsi que les parties du spectre où ces phénomènes peuvent se produire par rapport aux bandes attribuées aux autres services, sont des facteurs importants en ce qui concerne l'établissement de limites pour les rayonnements non essentiels. L'évaluation de ces facteurs, complétée par un choix judicieux du seuil «tolérable» de brouillage produit par les rayonnements non essentiels, devrait permettre d'établir des limites significatives pour ces rayonnements.

La nature des harmoniques et des produits d'intermodulation, pour les porteuses à modulation de phase, est très semblable à celle des porteuses qui les produisent. En général, ces rayonnements se présentent comme des porteuses à modulation de phase avec des excursions accrues. On peut, par conséquent, les considérer comme des émissions utiles quand on fait l'estimation de leur largeur de bande ou de leur effet sur le taux d'erreur. Font exception certains harmoniques des émissions MDP. Les produits d'intermodulation apparaissent en groupes autour du spectre de l'émission utile et autour de chacun de ses harmoniques.

On peut limiter les rayonnements non essentiels produits par les amplificateurs de puissance, qui représentent probablement la source la plus répandue de ces rayonnements, grâce au recul de la puissance de sortie et au filtrage. Il est facile d'obtenir des niveaux d'harmoniques situés à 60 dB au moins en dessous de la fondamentale, avec les filtres d'harmoniques existants. Les filtres passe-bande sont efficaces pour réduire les produits d'intermodulation quand ceux-ci sont suffisamment éloignés du bord de la bande. En règle générale, il n'est pas possible de filtrer de façon efficace les produits d'intermodulation situés près du bord de la bande, en raison des limitations pratiques imposées aux caractéristiques de coupure des filtres.

Il convient d'étudier plus avant les niveaux maximaux admissibles du brouillage dû à des rayonnements non essentiels afin de pouvoir établir les limites de rayonnements non essentiels pour les services spatiaux. Celles-ci pourront ensuite servir de base à des analyses visant à déterminer les niveaux d'affaiblissement des rayonnements non essentiels qui pourront être nécessaires et, par conséquent, la conception des systèmes et les mesures d'exploitation, qui permettraient d'empêcher qu'un brouillage préjudiciable soit causé par des rayonnements non essentiels.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

FUENZALIDA, J. C., SHIMBO, O. et COOK, W. L. [printemps 1973] Time domain analysis of intermodulation effects caused by nonlinear amplifiers. *COMSAT Tech. Rev.*, Vol. 3, 1, 89-141.

VARIAN ASSOCIATES [septembre 1976] *Microwave Components Catalog.*

WESTCOTT, R. J. [juin 1967] Investigation of multiple FM/FDM carriers through a satellite TWT operating near to saturation. *Proc. IEE*, Vol. 114, 6, 726-740.

RAPPORT 844-1*

PROBABILITÉ DE BROUILLAGE ENTRE LES SYSTÈMES DE TÉLÉCOMMUNICATION AVEC L'ESPACE LOINTAIN ET D'AUTRES SERVICES DANS DES BANDES DE FRÉQUENCES EN RELATION HARMONIQUE

(Question 19/2)

(1982-1990)

1. Introduction

La possibilité de brouillage préjudiciable, dû à des émissions non désirées en direction ou en provenance de stations d'autres services, préoccupe de plus en plus les responsables de la recherche spatiale dans l'espace lointain. En effet, on s'attend à voir l'exploitation de cette orbite se développer dans des bandes de fréquences adjacentes aux fréquences utilisées pour les télécommunications avec l'espace lointain et dans celles qui sont en relation harmonique avec elles.

Le présent Rapport donne les résultats d'une étude de la probabilité de brouillage mutuel imputable à des émissions non désirées, en provenance de stations terriennes de communication avec l'espace lointain et d'autres services. Les caractéristiques des stations terriennes utilisées dans l'analyse sont celles du réseau pour l'espace lointain des Etats-Unis (DNS).

L'étude comprend également une évaluation des probabilités de brouillage au détriment d'une future station-relais géostationnaire destinée aux communications avec des stations dans l'espace lointain.

2. Etude du brouillage

Les bandes de fréquences en relation harmonique avec celles qui sont attribuées au titre de la recherche dans l'espace lointain sont données au Tableau I. Les bandes en relation harmonique sont des multiples et des sous-multiples des bandes attribuées au Réseau pour l'espace lointain. Sont indiqués, dans ce même Tableau, certains services qui émettent ou reçoivent dans la totalité ou dans une partie de ces bandes. Certains sont analysés dans le présent Rappport, comme l'indique un renvoi à un numéro de paragraphe.

Les relations indiquées au Tableau I peuvent donner lieu à de nombreuses situations de brouillage, mais le présent Rapport n'envisage que certains cas types dont il fait une étude paramétrique.

En général, on ne connaît généralement pas la p.i.r.e. des émissions non désirées en provenance de stations, qui permettrait d'analyser la probabilité de brouillage; il faut donc en traiter les niveaux paramétriquement et calculer la p.i.r.e. qui produirait le brouillage maximal acceptable. La différence entre cette p.i.r.e. du rayonnement harmonique et celle de l'émission à la fréquence fondamentale correspond au degré de filtrage ou autre affaiblissement du rayonnement harmonique nécessaire pour éviter l'inobservation des critères de protection du service dans la bande d'harmoniques.

Une étude sur ordinateur des trajectoires de 40 missions accomplies dans l'espace lointain ou susceptibles de l'être a permis d'établir des statistiques de pointage de l'antenne d'une station terrienne du Réseau pour l'espace lointain. La Fig. 1 donne l'angle de pointage vers l'arc de l'orbite des satellites géostationnaires en fonction du temps pour une station terrienne du Réseau pour l'espace lointain. Il convient de noter que, pendant plusieurs mois ou plusieurs années du temps que durent certaines missions dans l'espace lointain, il est inutile que l'antenne soit pointée à moins de 5 à 10° de l'arc de l'orbite des satellites géostationnaires.

* Le présent Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1, 4, 8, 10 et 11.

TABLEAU I

Relations harmoniques entre les fréquences attribuées aux services de télécommunication avec l'espace lointain et certains services émettant dans d'autres bandes

Bandes d'émission de la station terrienne pour l'espace lointain	Bandes harmoniques			
	2ème	3ème	4ème	5ème
2 110 - 2 120 MHz	4 220 - 4 240 MHz Service de radionavigation aéronautique	6 330 - 6 360 MHz Service fixe par satellite (Terre-espace) (voir § 3.2)	8 440 - 8 480 MHz	10,55 - 10,6 GHz
7 145 - 7 190 MHz	14,29 - 14,38 GHz Service fixe par satellite (Terre-espace)	21,435 - 21,57 GHz	28,58 - 28,76 GHz Service fixe par satellite (Terre-espace)	35,725 - 35,95 GHz
16,6 - 17,1 GHz	33,2 - 34,2 GHz	49,8 - 51,3 GHz Service fixe par satellite (Terre-espace)	66,4 - 68,4 GHz	83,0 - 85,5 GHz Service fixe par satellite (espace-Terre), Service de radiodiffusion par satellite

Bandes de réception de la station terrienne pour l'espace lointain	Bandes sous-harmoniques			
	1/2	1/3	1/4	1/5
2 290 - 2 300 MHz	1 145 - 1 150 MHz	763 - 767 MHz	573 - 575 MHz	458 - 460 MHz
8 400 - 8 450 MHz	4 200 - 4 225 MHz Service de radionavigation aéronautique (voir § 3.4)	2 800 - 2 817 MHz Service de radionavigation aéronautique	2 100 - 2 113 MHz	1 680 - 1 690 MHz
12,75 - 13,25 GHz	6 375 - 6 625 MHz Service fixe par satellite (Terre-espace) (voir § 3.5.1)	4 250 - 4 417 MHz	3 188 - 3 313 MHz	2 550 - 2 650 MHz Toutes Régions: service de radiodiffusion par satellite. Dans la Région 2: service fixe par satellite (espace-Terre) (voir § 3.5.2)
31,8 - 32,3 GHz	15,9 - 16,15 GHz	10,6 - 10,77 GHz Service fixe par satellite (espace-Terre) (voir § 3.3)	7,95 - 8,075 GHz Service fixe par satellite (Terre-espace) Dans la Région 2: service d'exploration de la Terre par satellite (espace-Terre)	6,36 - 6,46 GHz Service fixe par satellite (Terre-espace)

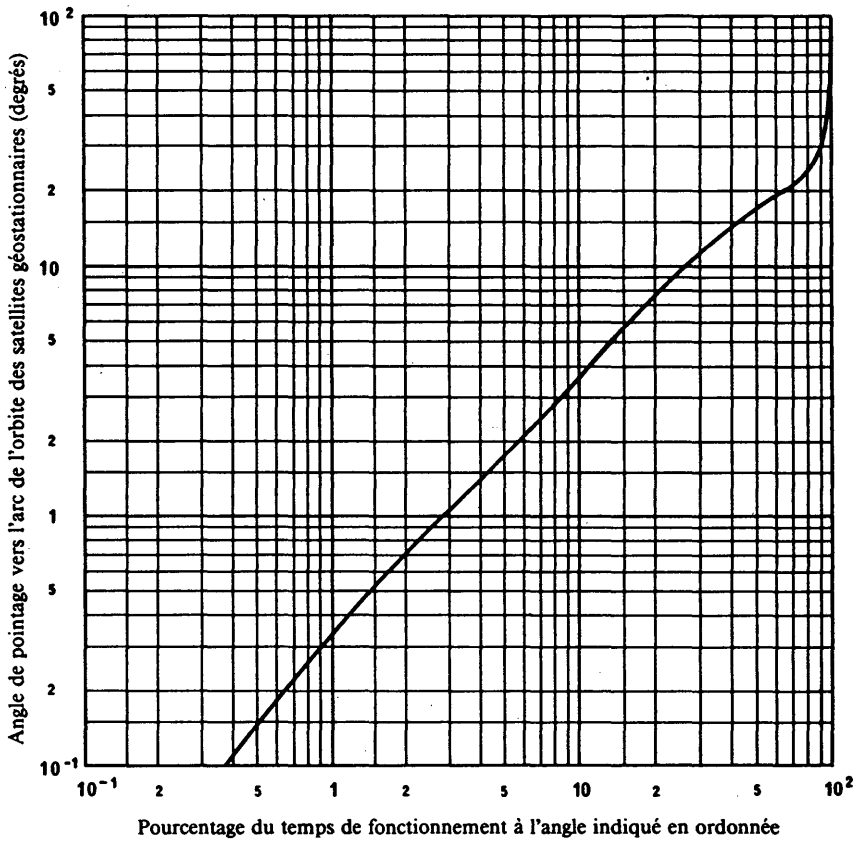


FIGURE 1 — *Statistiques de pointage d'une station terrienne ——— pour l'espace lointain*

3. Brouillage par fréquences harmoniques

3.1 *Brouillage d'une station terrienne ———, pour l'espace lointain par une station terrienne du service fixe par satellite*

Le deuxième harmonique d'une station terrienne du service fixe par satellite émettant dans la bande 6,375 à 6,625 GHz peut brouiller une station terrienne ——— pour l'espace lointain qui reçoit dans la bande 12,75 à 13,25 GHz.

La distance de coordination entre une station terrienne d'émission du service fixe par satellite et une station terrienne de réception ·–·–·–· pour l'espace lointain a été calculée pour deux modes de propagation, conformément à la procédure décrite dans le Rapport 724-2.

Il s'agit des modes suivants:

- propagation par temps clair (Mode 1, Zone A2)
- propagation par diffusion par la pluie (Mode 2, Zone E)

Pour ces deux modes de propagation, on a posé les hypothèses suivantes:

- le niveau de brouillage admissible pour une station terrienne ———— pour l'espace lointain est de −220 dB(W/Hz);
- l'angle de site de l'antenne d'émission et de l'antenne de réception est de 5° au-dessus de l'horizon.

Les p.i.r.e. retenues pour les stations terriennes du service fixe par satellite à 5° de l'axe du faisceau principal sont (voir le Rapport 453):

Cas 1: 21,0 dB(W/4 kHz) pour un réseau à satellite avec une station terrienne dotée d'une grande antenne;

Cas 2: 14,5 dB(W/4 kHz) pour les systèmes mondiaux de télévision MF ou à une seule voie par porteuse;

Cas 3: 8,5 dB(W/4 kHz) pour les systèmes MRF-MF.

A supposer que l'on admette la nécessité de protéger les récepteurs de stations terriennes pour l'espace lointain, les Figures 2 et 3 indiquent la p.i.r.e. maximale acceptable du deuxième harmonique en fonction de la distance de coordination. Elles indiquent également l'affaiblissement dont le deuxième harmonique d'une station terrienne du service fixe par satellite doit faire l'objet par rapport à la p.i.r.e. du rayonnement à la fréquence fondamentale dans la bande attribuée au service fixe par satellite.

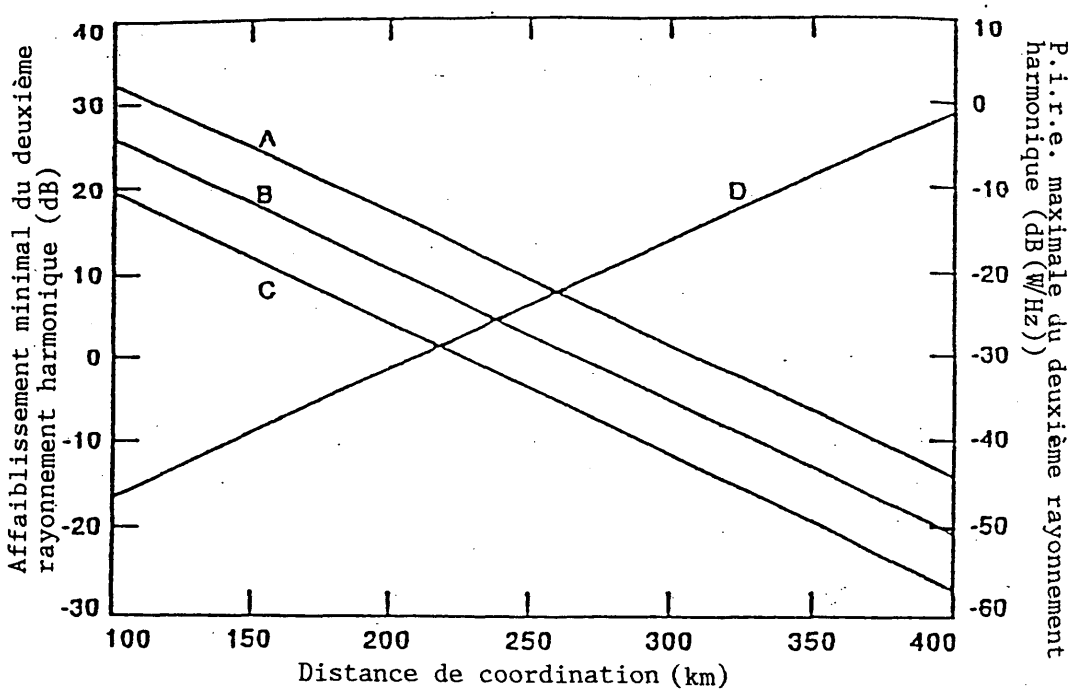


FIGURE 2

P.i.r.e. maximale admissible et affaiblissement minimal du deuxième rayonnement harmonique par rapport à la distance de coordination

Mode de propagation 1. Zone radioclimatique A2

Emetteur: station terrienne du service fixe par satellite dans la bande 6 375 - 6 625 MHz.

Récepteur: station terrienne pour l'espace lointain dans la bande 12,75 - 13,25 GHz.

A: cas 1 B: cas 2 C: cas 3

Utiliser l'échelle de gauche pour les courbes A, B et C.

Utiliser l'échelle de droite pour la courbe D.

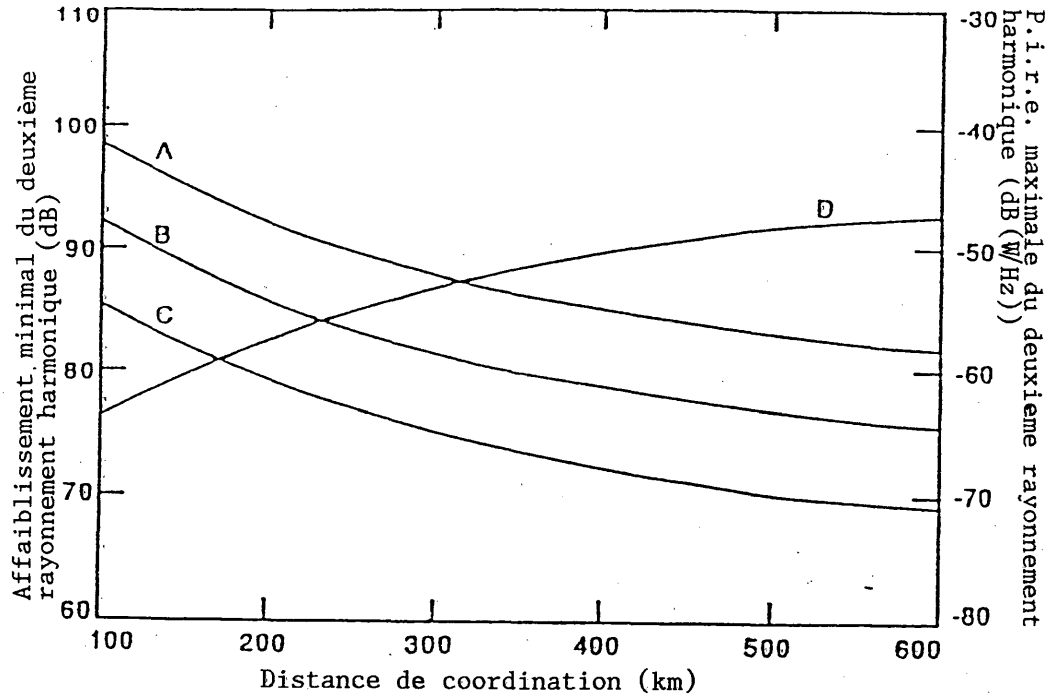


FIGURE 3

P.i.r.e. maximale admissible et affaiblissement minimal du deuxième rayonnement harmonique par rapport à la distance de coordination

Mode de propagation 2. Zone radioclimatique E

Emetteur: station terrienne du service fixe par satellite dans la bande 6 375 - 6 625 MHz

Récepteur: station terrienne pour l'espace lointain dans la bande 12,75 - 13,25 GHz

A: cas 1 B: cas 2 C: cas 3

Utiliser l'échelle de gauche pour les courbes A, B, et C

Utiliser l'échelle de droite pour la courbe D.

3.2 *Brouillage d'un satellite du service fixe par satellite par une station terrienne ——— pour l'espace lointain*

Il existe une probabilité pour qu'un satellite du service fixe par satellite recevant dans la gamme 6330 à 6360 MHz soit brouillé par le troisième harmonique d'une station terrienne ——— pour l'espace lointain qui émet dans la bande 2110 à 2120 MHz.

Les caractéristiques d'émission retenues pour la station terrienne ———— pour l'espace lointain sont:

- Fréquence 2,1 GHz
- Puissance RF 50 dBW
- Gain d'antenne 62 dBi
- Largeur de bande RF: 0,3 MHz (télécommande)

Il est également admis que la station terrienne ———— pour l'espace lointain fonctionne 24 heures sur 24.

La température de bruit du récepteur et le gain d'antenne types d'un satellite du service fixe sont respectivement 3000 K et 23,0 dBi (voir le Rapport 207 (Genève, 1982)). On suppose que le critère de brouillage est 4% (Appendice 29 au Règlement des radiocommunications) de la puissance de bruit du récepteur du satellite. Il convient de noter que ce chiffre de 4% n'est qu'un indicateur servant à déterminer les situations où une analyse plus détaillée s'impose.

Lors de la poursuite d'un aéronef dans l'espace lointain, le faisceau d'antenne de la station terrienne pour l'espace lointain peut croiser la position géostationnaire d'un satellite du service fixe. Selon le niveau du deuxième rayonnement harmonique, le degré de brouillage pourrait alors dépasser un critère de protection du satellite du service fixe. Par exemple, la Figure 4 indique le temps pendant lequel la station terrienne peut occasionner un accroissement de 4% de la puissance de bruit du satellite fixe en fonction de la p.i.r.e.. Pour limiter le temps de brouillage à cinq secondes, il est nécessaire d'affaiblir le deuxième rayonnement harmonique de 94 dB par rapport au rayonnement fondamental.

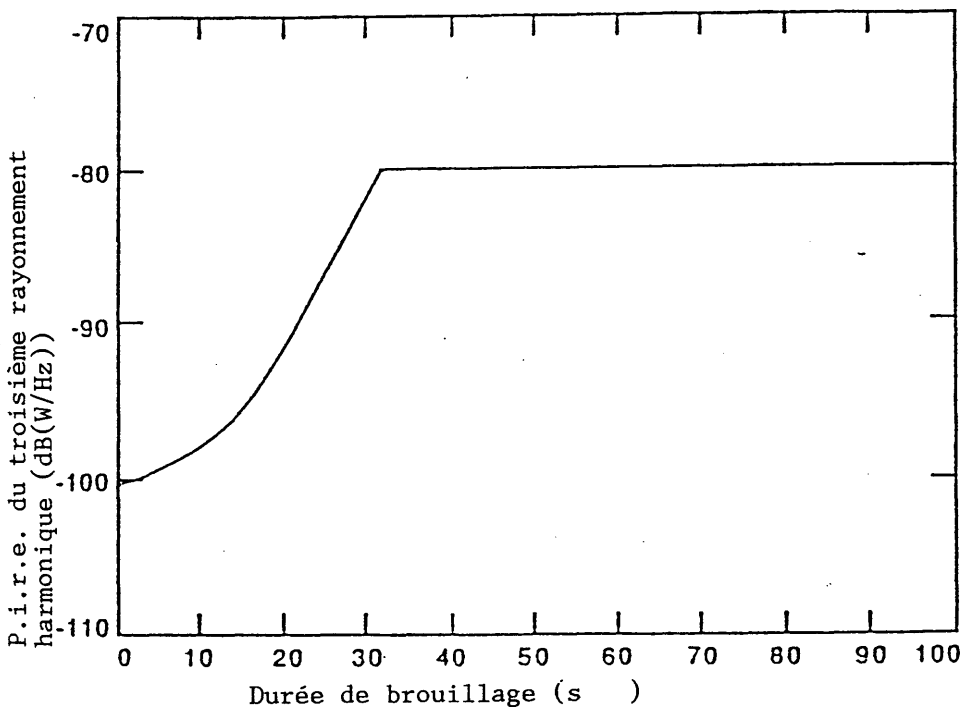


FIGURE 4

P.i.r.e. du troisième rayonnement harmonique par rapport à la durée du brouillage

Emetteur: station terrienne pour l'espace lointain dans la bande 2 110 - 2 120 MHz

Récepteur: satellite du service fixe par satellite dans la bande 6 330 - 6 360 MHZ

3.3 *Brouillage d'une station terrienne ——— pour l'espace lointain par un satellite du service fixe par satellite*

Le troisième harmonique d'une station spatiale du service fixe par satellite émettant dans la gamme 10,7 - 10,77 GHz peut brouiller une station terrienne pour l'espace lointain qui reçoit des signaux dans la bande 31,8 - 32,3 GHz. Lors de la poursuite d'un aéronef dans l'espace lointain, le faisceau d'antenne de la station terrienne pour l'espace lointain peut croiser la position géostationnaire du satellite. L'ampleur et la durée du brouillage subi par la station terrienne pour l'espace lointain dépendent de la p.i.r.e. du rayonnement harmonique. La Figure 5 indique le temps pendant lequel le critère de protection de la station pour l'espace lointain n'est pas observé, en fonction de la p.i.r.e. du troisième harmonique.

Pour ramener le temps de brouillage à cinq secondes, il est nécessaire d'affaiblir le troisième harmonique d'au moins 39 dB par rapport au rayonnement fondamental d'un émetteur de satellite présentant les caractéristiques suivantes:

-	Gain d'antenne	36 dBi, faisceau principal pointé en direction de la station terrienne
-	Puissance RF	10 dBW
-	Largeur de bande RF	72 MHz

Si le faisceau principal de la station terrienne pour l'espace lointain croise, un jour donné, la position orbitale du satellite du service fixe par satellite, il se trouvera ainsi au voisinage de cette position pendant les quelques jours, voire semaines, précédant et suivant ce croisement. En effet, observée depuis la Terre, la position d'une sonde spatiale lointaine évolue lentement. Pour supprimer ce brouillage récurrent, il est nécessaire d'affaiblir le rayonnement harmonique d'au moins 54 dB.

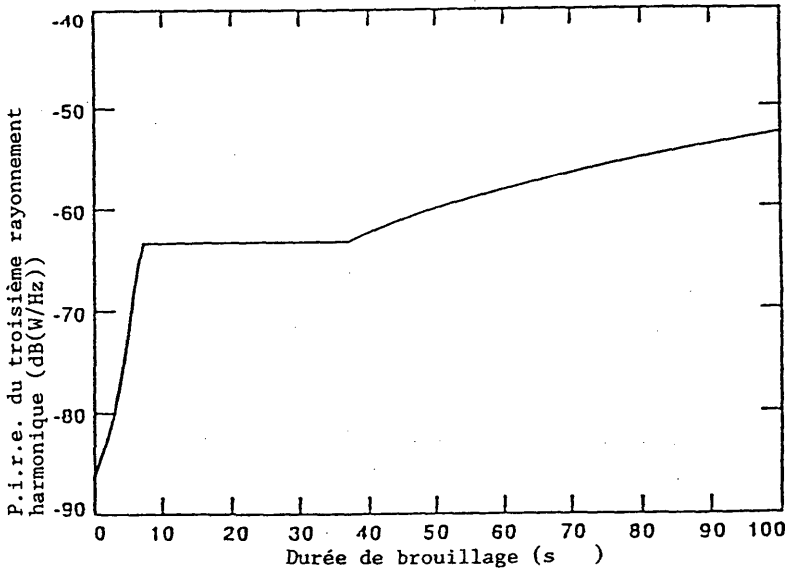


FIGURE 5

P.i.r.e. du troisième rayonnement harmonique par rapport à la durée du brouillage

Emetteur: satellite du service fixe par satellite dans la bande 10,6 - 10,77 GHz

Récepteur: station terrienne pour l'espace lointain dans la bande 31,8 - 32,3 GHz

3.4 Brouillage d'une station terrienne pour l'espace lointain par une station du service de radionavigation aéronautique

Le deuxième harmonique d'une station du service de radionavigation aéronautique émettant dans la gamme 4 200 - 4 225 MHz peut brouiller une station terrienne pour l'espace lointain qui reçoit des signaux dans la bande 8 400 - 8 450 MHz. Etant donné la mobilité des émetteurs aéroportés et l'impossibilité de prévoir leur position par rapport au faisceau principal d'une station terrienne pour l'espace lointain, il faut déterminer le brouillage introduit par l'intermédiaire du faisceau principal de la station terrienne.

S'agissant d'un radioaltimètre aéroporté dont le faisceau d'antenne principal est pointé verticalement vers le bas, la Figure 6 indique la relation entre la p.i.r.e. du deuxième harmonique de la station du service aéronautique et le critère de protection de la station terrienne pour l'espace lointain. Pour les distances de séparation de 100 km et 391 km, le gain d'antenne à l'altimètre est supposé être de 0 dBi; lorsque l'aéronef survole directement la station terrienne à une distance de 9 km, le gain d'antenne à l'altimètre est supposé être de 13 dBi dans le faisceau principal. La distance de séparation de 391 km correspond à la distance maximale à laquelle il y a trajet en visibilité directe vers un aéronef à l'altitude maximale. Le brouillage indiqué sur la figure correspond au degré de dépassement du critère de protection.

Pour s'assurer que le brouillage ne dépasse pas le critère de protection, le deuxième rayonnement harmonique doit être affaibli proportionnellement à la distance entre la station d'aéronef et la station terrienne. Pour une distance de 100 km, il faut que l'affaiblissement soit au moins inférieur de 75,1 dB au rayonnement fondamental d'un émetteur de radiolocalisation aéroporté présentant les caractéristiques suivantes:

- Gain d'antenne 13 dBi
- Puissance RF 20 dBW (impulsion de crête, facteur d'utilisation 0,001)
- Largeur de bande RF 8 MHz
- Facteur de crête spectral 10 dB.

Pour une distance de 391 km, l'affaiblissement doit être d'au moins 63,3 dB; pour une distance de 9 km (distance de couplage avec le faisceau principal), il doit être de 109 dB.

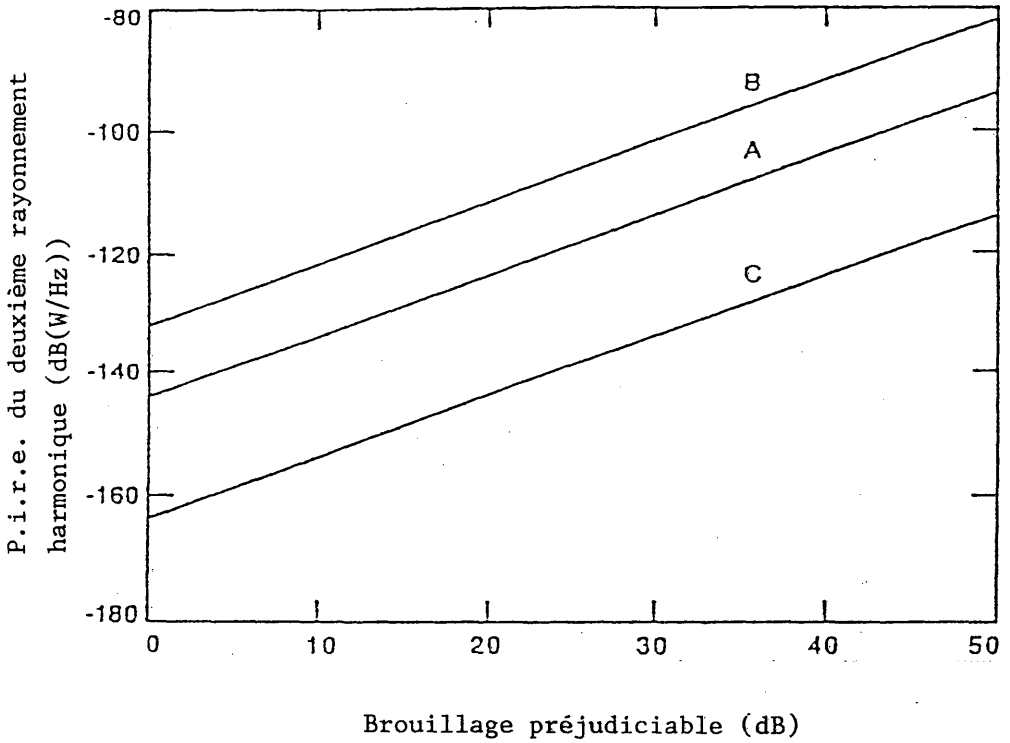


FIGURE 6

P.i.r.e. du deuxième rayonnement harmonique par rapport au brouillage préjudiciable

Emetteur: station aéroportée de radionavigation aéronautique dans la bande 4 200 - 4 225 MHz

Récepteur: station terrienne pour l'espace lointain dans la bande 8 400 - 8 450 MHz

A: distance de 100 km
B: distance de 391 km
C: distance de 9 km

3.5 Brouillage d'un satellite relais géostationnaire pour l'espace lointain par un satellite du service fixe par satellite

Un satellite géostationnaire pourra être utilisé à l'avenir pour relayer vers la Terre les signaux provenant d'un engin spatial de recherche dans l'espace lointain. Dans l'étude présentée ci-après, on envisage la probabilité de brouillage d'un satellite-relais par les rayonnements harmoniques d'une station terrienne du service fixe par satellite et par ceux d'un satellite du service fixe par satellite. Il est question notamment de l'effet de l'espacement angulaire entre les deux satellites.

3.5.1 *Brouillage d'un satellite-relais pour l'espace lointain par les émissions d'une station terrienne du service fixe par satellite*

Le 2e harmonique d'une station terrienne du service fixe par satellite émettant dans la gamme 6,375 à 6,625 GHz peut brouiller un satellite-relais pour l'espace lointain qui reçoit des signaux de l'espace lointain dans la bande 12,75 à 13,25 GHz.

Aux fins de la présente étude, on a admis que le satellite-relais pour l'espace lointain a une antenne de réception de 45 m et un gain de 0 dBi en direction de la station terrienne d'émission du service fixe par satellite. On a en outre, pour les caractéristiques de brouillage préjudiciable (−220 dB(W/Hz)) et d'émission de la station terrienne du service fixe par satellite retenu les mêmes valeurs qu'au § 3.1. On a calculé l'espacement angulaire géocentrique nécessaire entre le satellite fixe de réception et le satellite relais pour l'espace lointain pour divers niveaux de deuxième rayonnement harmonique . Même dans le cas le plus défavorable où l'affaiblissement est de 0 dB (niveau de deuxième harmonique égal à l'émission à la fréquence fondamentale), l'espacement nécessaire est faible, ainsi qu'il est démontré ci-dessous:

Puissance spectrale d'émission de la station terrienne du service fixe par satellite:	− 36 dB(W/Hz)
Affaiblissement en espace libre:	−207 dB
Densité de puissance spectrale reçue:	−243 dB(W/Hz)

En retenant la valeur de −220 dB(W/Hz) comme critère de brouillage, il s'ensuivrait que le gain de la station terrienne du service fixe par satellite en direction du satellite-relais pour l'espace lointain pourrait atteindre 23 dB. Cela correspond, selon le diagramme de référence de l'antenne de 32 − 25 log φ, à un espacement de l'ordre de 2,3°.

Pour des niveaux plus élevés d'affaiblissement des harmoniques, l'espacement nécessaire diminue en proportion.

3.5.2 *Brouillage du satellite-relais pour l'espace lointain par des émissions d'un satellite du service fixe par satellite*

Le 5e harmonique d'un satellite de radiodiffusion ou d'un satellite du service fixe par satellite émettant dans la gamme 2550 à 2650 MHz peut brouiller un satellite-relais pour l'espace lointain recevant des signaux de l'espace lointain dans la bande 12,75 à 13,25 GHz.

Dans la présente étude, on a admis que:

- le gain d'antenne du satellite du service fixe par satellite en direction du satellite-relais est de 0 dBi;
- le gain d'antenne du satellite du service fixe par satellite en direction de la Terre est de 20 dBi;
- la valeur maximale de la puissance surfacique spectrale admise à la surface de la Terre est −137 dB(W/(m^2 · 4 kHz));
- le critère de brouillage du satellite-relais est −220 dB(W/Hz).

La Fig. 7 donne l'angle qui doit exister entre la direction de pointage du faisceau principal du satellite-relais et la direction d'un satellite du service fixe par satellite ou d'un satellite de radiodiffusion en fonction de l'espacement angulaire géocentrique entre eux. Ces courbes sont indiquées paramétriquement pour divers niveaux d'affaiblissement du cinquième harmonique.

La probabilité que le faisceau principal d'antenne d'un satellite-relais pour l'espace lointain soit pointé dans un angle particulier par rapport à un satellite déterminé du service fixe par satellite dépend des caractéristiques orbitales de chaque sonde de l'espace lointain et du critère correspondant pour la poursuite par le satellite-relais. La Figure 7 montre que, pour un espacement angulaire donné des satellites, l'angle minimum à l'intérieur duquel il peut y avoir brouillage dépend fortement du degré d'affaiblissement des harmoniques.

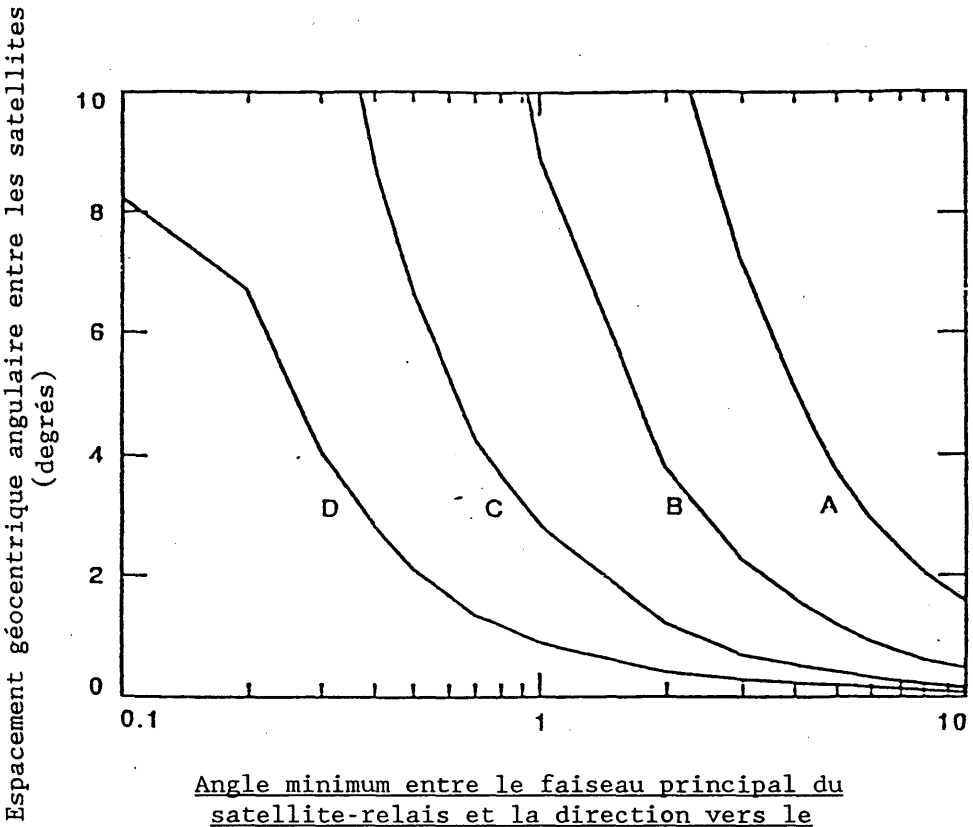


FIGURE 7

Espacement géocentrique angulaire entre les satellites par rapport à l'angle minimum entre le faisceau principal du satellite-relais et la direction du satellite-relais vers le satellite du service fixe par satellite

Emetteur: satellite du service fixe par satellite dans la bande 2 550 - 2 650 MHz.
P.i.r.e. en direction du satellite-relais pour l'espace lointain: -31 dB (W/Hz)
Affaiblissement du cinquième harmonique:

A: 20 dB
B: 30 dB
C: 40 dB
D: 50 dB

Récepteur: satellite-relais pour l'espace lointain dans la bande 12,75 - 13,25 GHz

4. Considérations relatives aux bandes adjacentes

Outre la probabilité de brouillages dus à des émissions non désirées dans les bandes en relation harmonique, il existe une possibilité de brouillages dus à des émissions non désirées de services qui opèrent dans des bandes adjacentes. Cette possibilité n'a pas encore fait l'objet d'une étude spécifique pour les services considérés dans le présent Rapport.

5. Conclusions

Le brouillage d'un récepteur peut être causé par un émetteur dans la bande partagée ou par les rayonnements harmoniques d'un émetteur dont l'émission fondamentale se situe dans une autre bande. Pour un niveau de brouillage donné du récepteur, la dégradation ou l'interruption de service est à peu près identique dans l'un et l'autre cas. L'étude exposée dans le présent rapport permet de déterminer la p.i.r.e. maximale admissible d'un rayonnement harmonique susceptible d'occasionner un brouillage. Pour un émetteur donné, il est possible de déterminer un niveau correspondant d'affaiblissement nécessaire du rayonnement harmonique.

Le Tableau II résume cette étude. Les valeurs requises de l'affaiblissement des harmoniques s'appliquent aux paramètres de distance et de temps indiqués. Pour d'autres valeurs de temps ou de distance, un affaiblissement correspondant différent serait nécessaire. Les concepteurs d'équipement doivent prévoir l'affaiblissement requis pour que le brouillage soit ramené à un niveau tel qu'il n'occasionnera pas de préjudice.

Il est possible d'affaiblir les rayonnements harmoniques par l'action combinée de la technique de modulation, du filtrage en sortie d'émetteur et des caractéristiques de fréquences sélectives des lignes d'alimentation et des antennes.

TABLEAU II

Récapitulation partielle des résultats

Emetteur	Récepteur	Affaiblissement des harmoniques[1]
Station terrienne	Station terrienne pour l'espace lointain	4 à 17 dB[2] (§ 3.1, Fig.2: 200 km)
Station terrienne SFS	Station terrienne pour l'espace lointain	79 à 92 dB[2] (§ 3.1, Fig.3: 200 km)
Station terrienne pour l'espace lointain	Satellite SFS	94 dB (§ 3.2, Fig.4: 5 sec.)
Satellite SFS	Station terrienne pour l'espace lointain	39 dB (§ 3.3, Fig.5: 5 sec.) 54 dB (§ 3.3, Fig.5: 0 sec.)
Station de radionavigation aéronautique	Station terrienne pour l'espace lointain	63 dB (§ 3.4, Fig.6: 0 dB, 391 km) 75 dB (§ 3.4, Fig.6: 0 dB, 100 km) 109 dB (§ 3.4, Fig.6: 0 dB, 9 km)
Satellite SFS	Satellite -relais pour l'espace lointain	50 dB (§ 3.5.2, Fig.7)

[1] La valeur d'affaiblissement des harmoniques indiquée représente le minimum requis pour satisfaire au critère de protection applicable au cas d'espèce.

[2] Selon le cas A, B ou C (§ 3.1)

RAPPORT 981-1*

PARTAGE DES FRÉQUENCES, AU VOISINAGE DE 2 GHz, ENTRE LES SYSTEMES DES SERVICES D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE, DE RECHERCHE SPATIALE ET D'EXPLOITATION SPATIALE ET LES SYSTÈMES DE FAISCEAUX HERTZIENS DE TERRE A VISIBILITÉ DIRECTE

(Question 1/2 et Programme d'études 1D/2)

(1986-1990)

1. Introduction

Le présent Rapport donne une réponse partielle aux études demandées par le Programme d'études 1D/2. On y trouvera une analyse que l'on a décidé d'appliquer entre les services d'une même administration afin de déterminer les limites de puissance surfacique nécessaires pour assurer la protection des systèmes à visibilité directe du service fixe fonctionnant à proximité de 2 GHz contre le brouillage préjudiciable émanant des satellites. L'étude porte à la fois sur les satellites géostationnaires et les satellites sur orbite basse. L'analyse s'applique également aux satellites placés sur une orbite très elliptique, étant donné que la portion d'orbite qui nous intéresse (près du périgée) est semblable à celle des satellites sur orbite basse, pour ce qui est de l'analyse de la puissance surfacique. Il ne sera pas question du partage avec d'autres services, par exemple, le service mobile. Les systèmes du service fixe qui utilisent la transmission par diffusion troposphérique sont protégés en vertu des dispositions du numéro 2560 du Règlement des radiocommunications. On n'a pas étudié dans le cadre du présent Rapport si la limite de brouillage de -168 dBW dans toute bande de 4 kHz spécifiée par ces dispositions convient.

L'Annexe I contient une analyse plus générale du partage, au voisinage de 2 GHz, entre les stations de Terre et les stations terriennes et spatiales du service d'exploitation spatiale. Cette analyse est centrée sur les systèmes d'exploitation spatiale comprenant des satellites en orbite basse, des transmissions directes Terre-espace, et la transmission de signaux d'exploitation spatiale pure et simple (c'est-à-dire non accompagnée de données afférentes au service de recherche spatiale ou au service d'exploration de la Terre).

2. Analyse

2.1 *Considérations générales*

Les satellites, qu'ils soient géostationnaires ou sur orbite basse, fonctionnent sur fréquences voisines de 2 GHz. Alors que les niveaux des signaux en provenance de satellites géostationnaires qui sont captés par les récepteurs de Terre peuvent être relativement constants, le brouillage pouvant être causé par des satellites placés sur d'autres orbites varie généralement en intensité et n'est pas continu.

---

* Le présent Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1, 4, 8 et 9. Il contient une partie du texte du Rapport 396-5 qui, en conséquence, est supprimé.

Les résultats d'une analyse qui indique le pourcentage de visibilité à long terme d'un satellite sur orbite basse, sur les différentes portions de son orbite, sont donnés dans le Rapport 684. Les analyses supplémentaires dont il est question ici ont conduit à la spécification et à l'application de deux séries différentes de niveaux de puissance surfacique visant à protéger les systèmes du service fixe; l'une pour les satellites géostationnaires et l'autre pour les satellites sur orbite basse [Farrar, 1984; Locke et Rinker, 1978]. Les critères utilisés dans les analyses et concernant les niveaux admissibles de brouillage causé par les satellites dans les circuits de faisceaux hertziens sont indiqués dans la Recommandation 357.

2.2 *Critères de brouillage*

La Recommandation 393 donne les valeurs du niveau de bruit total admissible en provenance de toutes les sources, y compris les satellites, qui peuvent servir de guide dans la conception d'un circuit de faisceau hertzien. La Recommandation 357 donne les valeurs maximales admissibles du brouillage qui pourrait être causé par les satellites et les stations terriennes. Ces niveaux de brouillage, illustrés par la Fig. 1, sont valables pour n'importe quelle voie d'un circuit fictif de référence de 2500 km et s'appliquent aux faisceaux hertziens à multiplexage par répartition en fréquence, analogique et à modulation angulaire qui partagent la même bande de fréquences que des systèmes du service fixe par satellite. Dans la Fig. 1, les points encerclés représentent les niveaux de brouillage spécifiés dans les Recommandations et la courbe reliant ces points illustre l'une des interpolations possibles suggérées dans la Recommandation 357. Les données de la Fig. 1 représentent une petite fraction des niveaux de puissance de bruit totale donnés dans la Recommandation 393. La courbe de cette figure constitue la base technique de la présente analyse.

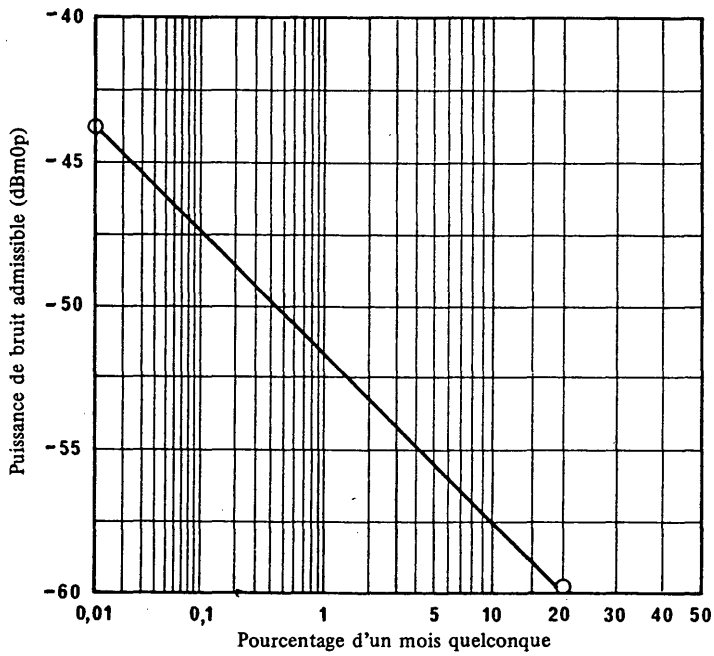


FIGURE 1 – *Courbe illustrant la puissance de bruit admissible due au brouillage causé par des systèmes du service fixe par satellite aux circuits de faisceaux hertziens du service fixe (Recommandation 357)*

2.3 *Caractéristiques des circuits des systèmes spatiaux et des faisceaux hertziens dans la bande des 2 GHz*

2.3.1 *Systèmes spatiaux*

Certains satellites de recherche spatiale et d'exploration de la Terre émettent dans le sens espace vers espace aux environs de 2100 MHz. Ces émissions, utilisées à partir des satellites sur orbites basses vers des satellites relais de données, sont intermittentes car la visibilité elle-même est intermittente et également pour des raisons d'exploitation dont il ne sera pas tenu compte dans cette analyse.

Les satellites de recherche spatiale et d'exploration de la Terre fonctionnent aussi aux environs de 2250 MHz, émettant dans le sens espace vers Terre et dans le sens espace vers espace. Les émissions dans le sens espace vers Terre peuvent provenir de satellites sur l'orbite des satellites géostationnaires (OSG) ou sur orbite terrestre basse. Les satellites non géostationnaires ont habituellement des orbites circulaires, avec des altitudes inférieures à 1500 km, ou des orbites très elliptiques, avec des périgées n'atteignant souvent pas plus de 300 km. On peut noter que, dans tous les cas de satellites non géostationnaires, les émissions sont généralement non continues et que les fréquences utilisées diffèrent généralement d'un satellite à l'autre.

La nature des services spatiaux et les caractéristiques des systèmes nécessaires pour mettre en œuvre ces services ont une influence sur la p.i.r.e. nécessaire dans la bande des 2 GHz. Contrairement aux systèmes du service fixe par satellite, la majorité des émetteurs des satellites fonctionnant dans la bande des 2 GHz est à bande étroite (de 100 kHz à 5 MHz). Les densités de puissance spectrale de ces émetteurs ne sont généralement pas uniformes, en raison des caractéristiques des émissions. Ce sont les crêtes à bande étroite qui sont les plus importantes pour l'évaluation de la puissance surfacique parce qu'elles contiennent la plus grande partie de la puissance d'émission du satellite.

Contrairement au service fixe par satellite, les services spatiaux dans la bande des 2 GHz remplissent des fonctions diverses et leurs satellites utilisent des orbites différentes. En conséquence, des trajets de transmission vers une station terrienne donnée risquent parfois de coïncider. C'est la raison principale qui explique que des fréquences différentes soient généralement assignées aux satellites dans la bande des 2 GHz et qui limite pratiquement le nombre de satellites pouvant fonctionner sur un même canal dans la bande.

2.3.2 *Circuits de faisceaux hertziens*

Le Tableau I donne les caractéristiques techniques représentatives des circuits de faisceaux hertziens fonctionnant aux environs de 2 GHz telles qu'elles figurent dans le Rapport 387. Ce Rapport contient l'analyse qui a permis d'aboutir à l'établissement des limites actuelles de puissance surfacique, sur la base des satellites sur l'orbite géostationnaire.

TABLEAU I – *Paramètres représentatifs des faisceaux hertziens aux environs de 2 GHz*

Type de système	Sensibilité élevée
Longueur de bond (km)	60
Gain d'antenne dans le lobe principal (dBi)	38
Affaiblissement de la ligne d'alimentation (dB)	3
Température de bruit du récepteur (K)	750
Bruit thermique dans la voie en espace libre (pW0p)	25

Dans cette présente analyse, la température de bruit du récepteur pouvait varier de 300 à 1200 K afin de garantir que tous les systèmes de faisceaux hertziens actuellement connus étaient pris en compte. Le bruit thermique dans la voie, indiqué dans le Tableau I, dépend du nombre de bonds, de la température de bruit du récepteur et du nombre de bonds sur lesquels des évanouissements sont présents simultanément. Les résultats calculés [Panter, 1972] montrent que le bruit thermique sur une voie peut être évalué sur la base de quatre critères de bruit différents du CCIR, pouvant varier de 7,9 à 62 pW (valeurs non pondérées). Les contraintes les plus rigoureuses sont les spécifications du bruit à court terme établies dans la Recommandation 393. Grâce à la diversité appliquée dans tous les systèmes à visibilité directe sur grandes distances, ces systèmes respectent les critères de bruit recommandés. La limitation du niveau de bruit dû au brouillage à un niveau bas dans un récepteur est particulièrement importante pour les récepteurs ayant une sensibilité élevée. Pour cette analyse, la puissance du bruit thermique des récepteurs dans les voies était supposée varier de 10 à 25 pW. D'un point de vue pratique, une valeur de 25 pW correspond généralement à une température de bruit de récepteur de 750 K.

La disposition des canaux qui figure dans la Recommandation 283 indique que dans la conception des circuits de faisceaux hertziens il faut prévoir une séparation de fréquence entre des bonds adjacents. Cela permet de réduire les auto-brouillages à l'intérieur des systèmes. Dans la pratique, il n'est pas rare de rencontrer des plans à deux, quatre ou six fréquences. Cette disposition tend à réduire le nombre des points de pénétration pour le brouillage pouvant être causé par un système spatial dans les circuits de faisceaux hertziens.

2.4 *Modèles*

Deux modèles analytiques ont été utilisés dans cette étude. Ce sont des versions modifiées de modèles précédents. L'un d'eux, dont il est question dans le Rapport 387, et qu'on appellera ici le modèle géostationnaire, est valable pour le partage entre les systèmes du service fixe par satellite et les systèmes du service fixe qui utilisent les techniques de visibilité directe. L'autre modèle, appelé le modèle non géostationnaire [Locke et Rinker, 1978], se base sur l'analyse statistique de la visibilité décrite dans le Rapport 684 (Genève, 1982). Ce modèle fournit un algorithme pour l'analyse du partage entre les satellites sur orbite basse et les systèmes du service fixe. Ces deux modèles ont été modifiés afin de prendre en compte les différences entre les systèmes à satellites fonctionnant aux environs de 2 GHz et les systèmes du service fixe par satellite sur les bandes des 6/4 GHz.

2.4.1 *Modèle géostationnaire*

Les hypothèses faites pour l'élaboration du modèle initial étaient les suivantes: espacement de 3° sur l'orbite des satellites géostationnaires et circuit analogique MRF-MF sur faisceaux hertziens à visibilité directe, constitué de 50 bonds et couvrant une longueur totale de 2500 km. On admet que le brouillage provenant de chacun des satellites visibles pénétrait dans chacun des récepteurs du circuit sur faisceaux hertziens. On admet par ailleurs que le rapport brouillage/bruit à l'entrée, pour chaque largeur de bande de 4 kHz à l'entrée d'une voie, est égal au rapport brouillage/bruit à la sortie de la voie (la relation entre le rapport d'entrée et de sortie est appelée «fonction de transfert du récepteur»). Ces hypothèses sont correctes pour les études de partage entre les systèmes du service fixe par satellite et les circuits de faisceaux hertziens, mais elles sont inadéquates pour les études de partage entre les systèmes spatiaux et les mêmes circuits dans la bande des 2 GHz.

Dans le modèle géostationnaire modifié, l'espacement angulaire sur l'orbite des satellites géostationnaires pouvait varier de 10° à 20°. En outre, le fait que les spectres d'émission des satellites des systèmes spatiaux dans la bande des 2 GHz ne sont pas uniformes et ont généralement une bande étroite oblige à modifier la fonction de transfert du récepteur pour fournir une relation plus appropriée qui servira à l'analyse effectuée dans le présent Rapport. L'obtention et l'application subséquente de cette fonction sont expliquées dans [Farrar, 1984].

2.4.2 *Modèle non géostationnaire*

Le modèle non géostationnaire possède la plupart des caractéristiques systémiques utilisées par le modèle géostationnaire, à l'exception du fait que les satellites ne sont pas fixes par rapport aux stations de faisceaux hertziens. Un satellite sur orbite basse possède les caractéristiques suivantes quand on l'observe depuis un point donné de la Terre:

- il n'est la plupart du temps pas visible,
- il se déplace par rapport à la Terre et
- en général, quand il est visible, il ne suit pas un trajet identique par rapport à l'observateur.

Ce déplacement relatif provoque de grandes variations dans les émissions reçues en provenance des engins spatiaux (intensité et angle d'arrivée). Le modèle non géostationnaire tient compte de ces variations.

On peut décrire la puissance brouilleuse captée par des circuits de faisceaux hertziens et provenant de satellites non géostationnaires émetteurs, sur une longue période, comme une fonction du temps. L'évaluation de cette fonction pour un lieu donné, déterminé par une zone limitée sur une orbite, a été faite en deux étapes. La première étape a consisté à évaluer le pourcentage de temps pendant lequel un satellite reste dans cette zone; dans la deuxième étape, on a calculé le brouillage reçu par les circuits de faisceaux hertziens dans cette zone. Dans le modèle non géostationnaire, la méthode utilisée pour évaluer la puissance du brouillage est identique à celle que l'on applique dans l'algorithme du modèle géostationnaire.

L'équation (1) (déduite du Rapport 684 (Genève, 1982)) permet de calculer le pourcentage du temps de visibilité d'un point quelconque de la Terre pour un nombre arbitrairement grand de trajectoires d'orbite d'un satellite donné:

$$T = \frac{\Delta\lambda}{2\pi^2}\left[\arcsin\left(\frac{\sin(L_1)}{\sin i}\right) - \arcsin\left(\frac{\sin(L_2)}{\sin i}\right)\right] \times 100 \qquad (1)$$

où:

T: pourcentage du temps de visibilité

$\Delta\lambda$: région longitudinale sur la sphère orbitale entre les limites de latitude de L_1 et L_2 (rad)

L_1, L_2: latitudes supérieure et inférieure de la zone visible (degrés)

i: angle d'inclinaison de l'orbite du satellite (degrés).

Cette équation établit une relation entre, d'une part, la visibilité à long terme d'un satellite émettant depuis une région de son orbite et, d'autre part, l'angle d'inclinaison et les limites (latitude et longitude) de cette région.

En bref, l'algorithme du modèle non géostationnaire reprend l'équation (1) pour calculer le pourcentage de temps de visibilité de chaque région de la sphère orbitale par le faisceau hertzien. La puissance de brouillage reçue dans les circuits de faisceaux hertziens en fonction du temps est alors calculée pour chaque région. Le résultat de l'application du modèle est une courbe représentant le brouillage reçu par un circuit de faisceau hertzien en fonction du pourcentage de temps.

3. Résultats

Ces paramètres pour les systèmes de faisceaux hertziens à visibilité directe, utilisés à la fois dans le modèle géostationnaire et dans le modèle non géostationnaire avec une modification mineure sont indiqués dans le Tableau I. La longueur de bond de 60 km a été ramenée à 50 km conformément au circuit fictif de référence décrit dans la Recommandation 393, qui a été utilisé dans l'analyse.

La température de bruit totale du récepteur utilisée dans cette étude était de 750 K, ce qui correspond à un facteur de bruit de 5,5 dB. Ceci est commode et permet de prendre en compte les futurs progrès dans la conception des récepteurs de faisceaux hertziens pour la bande des 2 GHz. On utilise actuellement des récepteurs dont les facteurs de bruit peuvent atteindre 12 dB.

La valeur de la puissance de bruit thermique acceptable dans un récepteur, calculée sur la base des critères de bruit spécifiés dans la Recommandation 393, varie de 8 à 25 pW0p. Des valeurs acceptables plus élevées de la puissance de bruit thermique en espace libre (Rapport 387) ont pour conséquence des limites de puissance surfacique acceptables moins élevées (plus négatives) en fonction des modèles géostationnaire et non géostationnaire considérés dans ce Rapport. Dans l'évaluation des limites de puissance surfacique utilisées dans le Rapport 387, on admettait que la puissance moyenne du bruit thermique était de 25 pW0p. L'analyse du brouillage présentée dans le présent Rapport a été réalisée avec les niveaux de puissance surfacique indiqués dans le Rapport 387.

3.1 *Partage entre les satellites géostationnaires et les systèmes du service fixe*

L'examen des bases de données disponibles sur les satellites montre qu'un espacement de 10° à 20° est actuellement une hypothèse raisonnable dans la bande des 2 GHz en raison du nombre limité de satellites nécessaires et en raison également des questions de partage dans le service spatial.

Les niveaux maximaux de puissance surfacique ne dépassant pas les critères fixés par la Recommandation 357 ont été calculés pour des séparations angulaires de 10°, 15° et 20° et sont énumérés dans le Tableau II. Avec ces nouvelles valeurs, les niveaux de brouillage ne peuvent dépasser les critères donnés dans la Recommandation 357. Les résultats du Tableau II, correspondant à un espacement des satellites de 15° et à un plan à deux fréquences pour un circuit de faisceau hertzien, sont considérés comme raisonnables en matière de partage. L'utilisation d'une séparation de 15° équivaut à l'hypothèse que les émissions d'environ 13 satellites peuvent être captées sans interruption par les récepteurs d'un circuit fictif de référence. Cette hypothèse prudente est nécessaire, afin de laisser plus de liberté au développement technique des futurs systèmes du service fixe. Les valeurs calculées du niveau maximal de puissance surfacique correspondant à cette séparation de 15° et à un plan à deux fréquences sont supérieures de 10 dB aux limites admises actuellement par le numéro 2557 du Règlement des radiocommunications.

3.2 *Partage entre les satellites non géostationnaires et les systèmes du service fixe*

Les paramètres orbitaux des stations spatiales sur les orbites des satellites non géostationnaires ont été établis sur la base des considérations développées dans le § 2 et compte tenu des caractéristiques des services spatiaux autorisés dans la bande des 2 GHz. Quelques caractéristiques représentatives des satellites non géostationnaires sont données dans le Tableau III.

Les paramètres énumérés dans les Tableaux I et III ont été utilisés comme données d'entrée pour le modèle non géostationnaire. Les résultats obtenus avec le programme sont indiqués dans la Fig. 2. La courbe B est identique aux données de la Fig. 1 et la courbe A représente le brouillage total causé à un circuit fictif de référence, brouillage provenant de huit satellites dont les orbites ont une altitude allant de 300 à 1200 km. Cette courbe s'applique au cas d'un circuit de faisceaux hertziens dont le niveau de bruit thermique en espace libre est de 25 pW0p et a été calculée à partir de tous les satellites qui fonctionnent avec la valeur maximale admissible du niveau de puissance surfacique. On voit que la courbe A est inférieure à la courbe B d'environ 15 dB pendant 0,05% du temps. Pour tous les autres pourcentages de temps, la différence entre les deux courbes est supérieure à 15 dB. Les résultats montrent que l'on pourrait augmenter les niveaux de puissance surfacique d'environ 15 dB sans dépasser les critères de brouillage.

TABLEAU II – *Niveaux de puissance surfacique créés par des satellites géostationnaires et permettant le partage avec les systèmes de faisceaux herziens à visibilité directe* *

Circuit de faisceaux hertziens		Niveaux de puissance surfacique (dB(W/(m² · 4 kHz)))		
Plan de fréquences	Latitude (degrés)	Espacement angulaire entre les satellites (degrés)		
		10	15	20
Simple	20	−147,7	−145,6	−142,8
Simple	30	−147,0	−145,5	−143,2
Simple	40	−147,2	−148,0	−147,4
Simple	50	−149,0	−146,9	−146,2
Double	20	−143,6	−142,2	−139,7
Double	30	−144,0	−142,6	−140,1
Double	40	−143,8	−144,3	−140,0
Double	50	−146,0	−143,1	−142,3
Quadruple	20	−141,1	−139,7	−137,0
Quadruple	30	−140,9	−139,0	−138,1
Quadruple	40	−140,9	−142,0	−137,7
Quadruple	50	−142,2	−144,0	−138,4

* Pour des angles d'arrivée compris entre 0° et 5°.

TABLEAU III – *Caractéristiques représentatives des satellites non géostationnaires*

Altitude des orbites des satellites (km)	300-1200
Nombre de satellites visibles pour les récepteurs (1)	8
Angles d'inclinaison des satellites (degrés)	10-99

(1) L'hypothèse de huit satellites implique qu'il y a huit émetteurs de satellite dont les émissions sont captées simultanément par un circuit de faisceau hertzien. En outre, on suppose que toutes les orbites des satellites sont statistiquement indépendantes. Ces hypothèses peuvent sembler trop prudentes et en faveur des circuits de faisceaux hertziens. Cependant, il importe d'éviter l'utilisation de paramètres orbitaux marginaux, qui pourraient freiner le développement de ces circuits. Il convient de souligner qu'une augmentation relativement grande du nombre de satellites visibles n'entraîne qu'une petite augmentation (à peu près logarithmique) du niveau total de puissance surfacique.

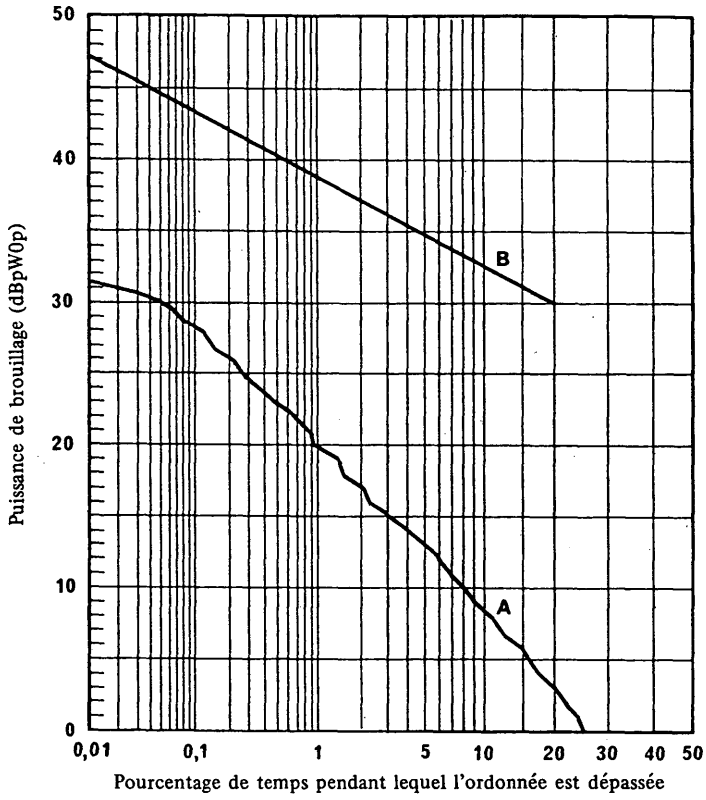


FIGURE 2 – *Calcul de brouillage causé à un circuit fictif de référence par des satellites non géostationnaires*

Courbes A : niveau de brouillage calculé
B : critères du CCIR

4. Conclusions

Les analyses décrites dans ce Rapport, qui repose sur les Recommandations 357 et 393, montrent que, aux environs de 2 GHz, les niveaux de puissance surfacique (qu'il s'agisse de satellites géostationnaires ou de satellites sur orbite basse) peuvent être augmentés par rapport aux limites actuelles sans que soient dépassés les critères de brouillage des circuits de faisceaux hertziens à visibilité directe. On doit ces résultats aux caractéristiques des stations spatiales et à celles des faisceaux hertziens, à l'espacement orbital des satellites, au nombre de satellites ainsi qu'aux plans de fréquences des faisceaux hertziens dans la bande des 2 GHz. Il faudra peut-être procéder à des études supplémentaires pour voir si ces résultats sont applicables au partage avec d'autres systèmes de faisceaux hertziens actuellement utilisés ou en cours de mise au point aussi bien qu'avec d'autres services.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

FARRAR, A. [1984] Assessment of satellite power flux-density limits in the 2025-2300 MHz frequency range. Part II, NTIA Report 84-152. US Department of Commerce, National Telecommunication and Information Administration, Washington, DC, Etats-Unis d'Amérique.

LOCKE, P. et RINKER, A. [1978] Les satellites sur orbite basse – un modèle de brouillage. *J. des télécom.*, Vol. 45, 229-237.

PANTER, F. P. [1972] *Communication System Design, Line-of-Sight and Troposcatter Systems.* McGraw-Hill Book Company, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

ANNEXE I

POSSIBILITÉS DE PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE LE SERVICE D'EXPLOITATION SPATIALE ET LE SERVICE FIXE (FAISCEAUX HERTZIENS A VISIBILITÉ DIRECTE) AU VOISINAGE DE 2 GHz

1. Introduction

Après avoir rappelé les caractéristiques des systèmes du service fixe et du service d'exploitation spatiale au voisinage de 2 GHz, on étudie les brouillages entre des stations de Terre et un satellite, puis entre une station de Terre et une station terrienne.

Il faut noter que la méthode de calcul présentée ci-après pour l'étude des brouillages entre station de Terre et station terrienne ne se substitue pas à celle de l'Appendice 28 du Règlement des radiocommunications. Elle n'est pas destinée à servir de support à l'évaluation des distances de coordination. Elle permet d'évaluer, a priori, un ordre de grandeur des distances de séparation acceptables entre station terrienne et station de Terre, en fonction de divers paramètres. A cette fin, le calcul de l'affaiblissement sur le trajet de brouillage est effectué, non dans le cas le plus défavorable, mais dans un cas moyen, en considérant seulement la diffraction due à un obstacle placé entre les deux stations. La distance de séparation ainsi calculée donne une idée réaliste des possibilités pratiques de partage entre le service spatial et le service de Terre.

Un seul type de système d'exploitation spatiale est pris en considération de manière détaillée. Le système retenu pour analyse comprend des satellites en orbite basse, des transmissions directes Terre-espace (c'est-à-dire sans satellites relais de données), la transmission de signaux d'exploitation spatiale pure et simple, et d'autres caractéristiques décrites ci-dessous.

2. Caractéristiques techniques

2.1 *Caractéristiques des systèmes spatiaux considérés*

2.1.1 *Orbites*

Un grand nombre de missions spatiales, scientifiques ou d'application utilisent des satellites de la Terre placés:

- soit sur des orbites proches de la Terre (souvent circulaires à des altitudes comprises entre 300 et 1200 km);
- soit sur l'orbite des satellites géostationnaires;
- soit sur des orbites très excentriques (altitude d'apogée jusqu'à 200 000 km).

En outre, les satellites géostationnaires sont mis à poste après avoir été placés sur une orbite de transfert excentrique (altitude d'apogée: 36 000 km).

2.1.2 *Fréquences*

Les systèmes d'exploitation spatiale peuvent utiliser des liaisons montantes véhiculant les signaux de télécommande et de poursuite dans la bande 2025 à 2110 MHz et des liaisons descendantes véhiculant les signaux de télémesure et de poursuite dans la bande 2200 à 2290 MHz. Les puissances émises tant à bord des satellites que par les stations terriennes doivent respecter les limitations réglementaires.

2.1.3 *Largeurs de bande*

On considère les largeurs de bande suivantes:

- station terrienne 250 kHz à l'émission et à la réception,
- station spatiale 500 kHz à la réception dans l'hypothèse où il n'y a pas de dispositif de commande automatique de fréquence pour compenser l'effet Doppler et la dérive des oscillateurs, et 250 kHz à l'émission.

2.1.4 *Antennes*

On adopte une antenne type de station terrienne dont le diamètre est de 9 m. On suppose que le diagramme de rayonnement de cette antenne est conforme à celui donné dans le Rapport 391 (voir la Fig. 3).

2.1.5 *Limites de fonctionnement*

L'utilisation de la station terrienne, tant à l'émission qu'à la réception, est limitée aux sites supérieurs à 5° au-dessus du plan horizontal local. Toutefois, cette limite est portée à 10° dans le cas des liaisons de télécommande des satellites très excentriques au voisinage de l'apogée et dans le cas des satellites géostationnaires.

Les caractéristiques techniques des liaisons spatiales retenues dans cette étude font l'objet du Tableau IV.

TABLEAU IV — *Caractéristiques des liaisons spatiales*

		Satellites à orbite circulaire à basse altitude			Satellites géostationnaires	Satellites à orbite elliptique très excentrique	
		300 km	800 km	1200 km		200 000 km	300 km
$-20 \log \frac{4\pi d}{\lambda}$	A un angle de site de 5°	– 163 dB	– 168 dB	– 170 dB	– 191,5 dB	– 205 dB	– 163 dB
	Au zénith	– 149 dB	– 157 dB	– 161 dB	– 190,5 dB	– 205 dB	– 149 dB
Station terrienne	G_{max}	43 dB	43 dB	43 dB	43 dB	43 dB	43 dB
	Polarisation	circulaire	circulaire	circulaire	circulaire	circulaire	circulaire
	PTC	500 W	500 W	500 W	500 W	1,5 kW à 10°	500 W
	T_r	300 K	300 K	300 K	300 K	150 K	300 K
	P_i	– 126 dBm	– 126 dBm	– 126 dBm	– 126 dBm	– 129 dBm	– 126 dBm
	P.i.r.e.	52 dB(W/4 kHz)	52 dB(W/4 kHz)	52 dB(W/4 kHz)	52 dB(W/4 kHz)	56 dB(W/4 kHz)	52 dB(W/4 kHz)
	$B_r = B_t$	250 kHz	250 kHz	250 kHz	250 kHz	250 kHz	250 kHz
Station spatiale	G	– 5 dB	0 dB	0 dB	0 dB	10 dB	– 5 dB
	Polarisation	circulaire	circulaire	circulaire	circulaire	circulaire	circulaire
	PTM	0,3 W	1 W	1 W	2,5 W	6 W	0,3 W
	T_r	800 K	800 K	800 K	800 K	800 K	800 K
	Y	20 dB	20 dB	20 dB	20 dB	20 dB	20 dB
	P. surf. à 5°	– 163 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 158 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 160,5 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 177 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 177 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 163 dB(W/(m^2. 4 kHz))
	P. surf. au zénith	– 149 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 147 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 150,5 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 176 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 177 dB(W/(m^2. 4 kHz))	– 149 dB(W/(m^2. 4 kHz))
	B_t	250 kHz	250 kHz	250 kHz	250 kHz	250 kHz	250 kHz
	B_r	500 kHz	500 kHz	500 kHz	500 kHz	500 kHz	500 kHz

G_{max}: gain dans l'axe
PTM: puissance d'émission de télémesure
PTC: puissance d'émission de télécommande
B_r: largeur de bande du récepteur
B_t: largeur de bande de l'émetteur
T_r: température équivalente de bruit
P_i: puissance de brouillage admissible
Y: rapport de protection

2.2 *Caractéristiques des systèmes de Terre*

Pour tenir compte de la grande variété des systèmes en usage ou prévus dans un proche avenir, on a adopté deux exemples représentatifs, dénommés station de type 1 et station de type 2 (voir le Tableau V).

Pour les deux types de stations (type 1 et type 2), on a adopté des antennes d'un diamètre d'environ 3 m, mais dont les configurations sont différentes, et dont les diagrammes de rayonnement sont conformes à celui donné dans le Rapport 391 (voir la Fig. 4).

TABLEAU V — *Caractéristiques des faisceaux hertziens*

	Station de type 1	Station de type 2
Bande de fréquences	2–2,3 GHz	2–2,3 GHz
Gain dans l'axe	34,8 dB	36 dB
Polarisation	rectiligne	rectiligne
Puissance émise	24 dBm (dont 20 dBm sur la porteuse)	43 dBm
Largeur de bande de référence	(sans objet pour l'étude)	4 kHz
Puissance de brouillage admissible	–97 dBm	–118 dBm (dans 4 kHz)
Modulation	numérique	analogique

3. Etude des brouillages

Quatre cas de brouillage sont susceptibles d'être rencontrés:

- brouillage du satellite par la station de Terre et vice versa,
- brouillage de la station terrienne par la station de Terre et vice versa (Fig. 5).

D'une façon générale, une liaison sans brouillage satisfait la relation:

$$P_i - \left[P_e + G_e + 10 \log \frac{\Delta F_r}{\Delta F_e} - 20 \log \frac{4\pi d}{\lambda} + G_r - D_p - A_b - D_f - A_h(\varepsilon) \right] \geqslant 0 \qquad (2)$$

avec:

P_i : niveau de brouillage admissible (dBm);

P_e : puissance émise (dBm);

G_e : gain d'antenne à l'émission dans la direction considérée (dBi);

$\Delta F_r/\Delta F_e$: rapport des largeurs de bande réception/émission. S'il est supérieur à 1, il convient d'utiliser la valeur 1;

G_r : gain d'antenne à la réception dans la direction considérée (dBi);

D_p : pertes de polarisation (dB);

A_b : pertes de branchement à la réception (3 dB);

D_f : découplage en fréquence (voir ci-dessous);

$A_h(\varepsilon)$: pertes dues au relief (voir ci-dessous).

– *Découplage en fréquence: D_f*

Atténuation éventuelle (dB) due à l'écart de la fréquence de la liaison spatiale par rapport aux fréquences les plus voisines de celles prévues dans la disposition des canaux radioélectriques du service fixe.

– *Pertes dues au relief (effet d'écran): $A_h(\varepsilon)$*

Facteur d'atténuation (dB) dû à l'angle de site de l'horizon ε selon le Rapport 724 (Genève, 1982):

$$A_h(\varepsilon) = 20 \log (1 + 4{,}5 f^{1/2} \varepsilon) + f^{1/3} \varepsilon \text{ avec } f \text{(GHz) et } \varepsilon \text{ (degrés)} \qquad (3)$$

Ce facteur n'intervient que dans les cas de brouillage entre station terrienne et station de Terre.

Tous les calculs sont faits pour $f = 2200$ MHz.

3.1 *Brouillage du satellite par la station de Terre et vice versa*

- A titre d'exemple, on a étudié le cas le plus défavorable correspondant à un satellite à orbite circulaire à 300 km d'altitude.
- Pour l'application de la formule générale, on utilise les valeurs numériques suivantes:

  $D_p = 3$ dB

  $D_f = 0$ dB (car il serait impossible de garantir un découplage en fréquence entre un satellite à défilement et la totalité des stations de Terre que le satellite peut apercevoir à tout moment)

  $A_h = 0$ dB

  $A_b = 3$ dB.

3.1.1 *Liaison Terre vers espace*

On examine d'abord le niveau de brouillage produit par un seul émetteur de faisceau hertzien. Deux cas sont considérés:

a) Une situation moyenne, dans laquelle le satellite se trouve en dehors du lobe principal de l'antenne du faisceau hertzien, à une distance oblique de 600 km. Dans ce cas, le gain à l'émission de l'antenne du faisceau hertzien en direction du satellite est de 0 dB et l'atténuation d'espace est de -155 dB.

b) Une situation particulière, dans laquelle le satellite se trouve à l'horizon et dans le lobe principal de l'antenne de la station de Terre. Dans ce cas, le gain à l'émission est le gain maximum et l'atténuation d'espace est de -165 dB.

Pour une station de Terre de type 1, le cas le plus défavorable est celui du brouillage par la porteuse. Dans ce cas:

$P_e = 20$ dBm

et $\Delta F_r/\Delta F_e > 1$, donc on remplace ce rapport par 1.

Pour une station de Terre de type 2, la puissance émise est

$P_e = 43$ dBm.

Différents cas étant possibles pour ΔF_e, on considère encore les cas où $\Delta F_r/\Delta F_e > 1$ qui sont les cas les plus défavorables, donc on remplace encore ce rapport par 1.

On totalise ensuite l'effet cumulé d'un grand nombre d'émetteurs de faisceaux hertziens. Pour estimer le nombre total de faisceaux hertziens en visibilité du satellite, on suppose une densité de 5 émetteurs par surface terrestre de 10 000 km^2. On dénombre 6000 émetteurs en visibilité pour une altitude de 300 km.

Pour estimer le nombre total d'émetteurs se trouvant dans la situation particulière *b)*, on tient compte de la valeur de l'ouverture du lobe principal, estimée à 3,6°. On détermine d'abord la largeur de la bande de terrain annulaire dans laquelle le satellite est vu sous un angle de site compris entre 0° et 1,8°. On en déduit que cette ceinture comporte 1200 émetteurs. Ensuite, on considère que les azimuts de pointage des antennes des 1200 stations brouilleuses sont équirépartis sur 360°. Donc 1% d'entre elles voient le satellite dans leur lobe principal, large de 3,6°; soit un total de 12 stations.

Enfin, on détermine le niveau de brouillage admissible en calculant la puissance du signal utile reçu en limite de portée de la station terrienne, soit à 5° d'élévation, c'est-à-dire à 1500 km, et en retranchant 20 dB, valeur de Y (en dB) adoptée pour le rapport de protection.

$$\begin{aligned} P_i &= P_r - Y \\ P_i\,(\text{dBm}) &= -20\text{ dB} + P_r(1500)\text{ dBm} \end{aligned} \qquad (4)$$

avec:

$$P_r = P_e + G_e - 20 \log \frac{4\pi d}{\lambda} + G_r - A_b$$

$$P_r\,(\text{dBm}) = 57 + 43 - 163 - 5 - 3 = -71\text{ dBm}$$

$$P_i = -91\text{ dBm}$$

Les résultats sont donnés dans le Tableau VI.

Le Tableau VI montre qu'avec des stations de type 1, le brouillage est inférieur au niveau admissible; on pourrait:

- soit supporter le brouillage provenant d'un nombre de stations 30 fois plus élevé,
- soit diminuer la puissance de l'émetteur de télécommande.

TABLEAU VI – *Brouillage du satellite par les stations de Terre*

Type des stations de Terre brouilleuses	Position du satellite par rapport à la station brouilleuse	Puissance de brouillage reçue d'une seule station brouilleuse (dBm)	Nombre de stations	Puissance de brouillage reçue de l'ensemble des stations (dBm)
Station de Terre de type 1	Cas moyen Dans le lobe principal	– 146 – 121	6000 12	– 108 – 110 } – 106
Station de Terre de type 2	Cas moyen Dans le lobe principal	– 123 – 97	6000 12	– 85 – 86 } – 82

Note. – Puissance admissible de brouillage = – 91dBm.

Au contraire, le niveau admissible est dépassé de 9 dB dans le cas des stations de type 2; on pourrait:

- soit supporter le brouillage provenant d'un nombre de stations 8 fois plus élevé,
- soit multiplier par 8 la p.i.r.e. de l'émetteur de télécommande.

Ces résultats concernent un engin spatial placé à 300 km d'altitude. Pour des altitudes supérieures, on peut établir que les résultats sont plus favorables.

3.1.2 *Liaison espace vers Terre*

Le système d'exploitation spatiale pris en considération peut respecter les limites de densité surfacique de puissance figurant dans la Recommandation 358, à savoir, dans toute bande de 4 kHz:

-154 dB(W/m^2) pour les angles d'arrivée compris entre 0° et 5° au-dessus du plan horizontal;

$-154 + 0{,}5\ (\delta - 5)$ dB(W/m^2) pour les angles d'arrivée δ (en degrés) compris entre 5° et 25° au-dessus du plan horizontal;

-144 dB(W/m^2) pour les angles d'arrivée compris entre 25° et 90° au-dessus du plan horizontal.

3.2 *Brouillage de la station terrienne par la station de Terre et réciproquement*

3.2.1 *Hypothèses de calcul*

On a cherché à évaluer quel serait, en pratique, l'ordre de grandeur des distances de séparation d pour les cas où les Tableaux I et II du Rapport 396-5 (Dubrovnik, 1986) indiquent la possibilité de partage limité, c'est-à-dire des distances auxquelles pourrait fonctionner une station terrienne en présence d'un réseau de faisceaux hertziens préexistant, après avoir réglé avec succès tous les cas de coordination. Les caractéristiques adoptées pour ce calcul sont données dans les Fig. 6 à 9. Pour établir des ordres de grandeur pratiques, on a tenu compte, dans le calcul, des facteurs favorables suivants:

- la station terrienne est supposée placée dans une cuvette: on a pris comme variable secondaire l'angle de site ε de l'horizon physique, variant entre 0,5° et 4°. La station terrienne est supposée ne pas fonctionner à des angles de site inférieurs à 5°;
- dans le cas des satellites non géostationnaires, on peut déduire 10 dB pour tenir compte de la diversité des positions angulaires occupées par les satellites en visibilité de la station terrienne (Rapport 382);
- dans le cas des satellites géostationnaires, la station terrienne est supposée pointée à un angle de site fixe;
- dans tous les cas, on suppose que la direction du faisceau hertzien ne coïncide pas avec la ligne droite joignant la station de Terre à la station terrienne. On a pris comme variable principale l'angle d'évitement θ entre ces deux directions, variant entre 5° et une valeur correspondant à un gain limite de -10 dBi (voir la Fig. 5) (Rapport 391);
- on a pris en compte un affaiblissement supplémentaire D_f en supposant des assignations de fréquences entrelacées pour les deux services: le service d'exploitation spatiale peut, du fait qu'il implique des largeurs de bande généralement inférieures à 1 MHz, choisir des assignations de fréquences placées à mi-distance de deux canaux adjacents dans le plan des faisceaux hertziens.

Selon les valeurs obtenues pour la variable d, et selon la densité du réseau de faisceaux hertziens existant ou en projet, la méthode permet d'examiner a priori si l'ensemble des cas de coordination a ou non de fortes chances d'être réglé avec succès. En ce sens, on peut dire que la notion de distance de séparation, telle qu'elle est calculée ci-dessus, permet une estimation a priori des possibilités de partage de fréquences entre stations de Terre et stations terriennes.

Dans le cas où la coordination semble a priori difficile, il peut être utile de considérer d'autres facteurs favorables qui n'ont pas été pris en compte dans l'analyse décrite ci-dessus:

- la position envisagée pour une station terrienne n'est généralement pas critique et peut être déplacée de plusieurs centaines de kilomètres pour faciliter la coordination;
- s'il subsiste des cas de coordination difficiles dans un ou deux azimuts particuliers mesurés à la station terrienne, on peut envisager, dans ces azimuts, d'élever au-dessus de 5° de site la limite inférieure normale de fonctionnement de la station terrienne;
- la réduction de 10 dB indiquée au second point tient compte d'un aspect statistique angulaire. Mais, en général, une station terrienne d'exploitation spatiale ne fonctionne pas en permanence, en particulier la télécommande d'un satellite à orbite basse (altitude inférieure à quelques milliers de kilomètres) dure environ 1 min, quatre fois par jour. On peut dans ce cas tenir compte d'un facteur statistique temporel.

3.2.2 *Exemple de calcul*

Compte tenu des points ci-dessus on a établi sous forme d'abaque les distances de séparation d en fonction des deux variables θ et ε.

On a considéré, à titre d'exemple, quatre cas qui font l'objet des Fig. 6 à 9.

On donne ci-après les détails des calculs pour les Fig. 6 et 8.

a) Brouillage d'une station terrienne par une station de Terre de type 1 (Fig. 6).

De la formule générale (2), on tire la relation:

$$G_e(\theta) \leqslant P_i - P_e - G_r - 10 \log \frac{\Delta F_r}{\Delta F_e} + 20 \log \frac{4\pi d}{\lambda} + D_p + A_b + A_h + D_f \qquad (5)$$

On a:

P_e = 20 dBm

P_i = −126 dBm

D_p = 0 dB

A_b = 3 dB

D_f = 22 dB

G_r: pour tenir compte de la diversité des positions angulaires occupées par la station terrienne assurant la poursuite d'un satellite au-dessus de 5° de site, on prend la valeur pour (5 − ε) de la Fig. 3, moins 10 dB.

$$10 \log \frac{\Delta F_r}{\Delta F_e} = 0$$

Donc

$$G_e(\theta) \leqslant -121 - (G_r - 10) + A_h(\varepsilon) + 20 \log \frac{4\pi d}{\lambda} \qquad (6)$$

TABLEAU VII

	ε	$A_h(1^\circ)$	$G_r(5-\varepsilon)$	$20 \log \frac{4\pi d}{\lambda}$	$G_e(\theta) \leqslant$
Point ① d = 20 km	1°	19,1 dB	18,7 dB	126 dB	+ 15,4 dB
Point ② d = 50 km	1°	19,1 dB	18,7 dB	134 dB	+ 23,4 dB

b) Brouillage d'une station de Terre de type 1 par une station terrienne (Fig. 8).

De la formule générale, on tire la relation:

$$G_r(\theta) \leqslant P_i - P_e - G_e - 10 \log \frac{\Delta F_r}{\Delta F_e} + 20 \log \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right) + D_p + A_b + A_h + D_f \qquad (7)$$

On a:

P_e = 57 dBm

P_i = −97 dBm

$10 \log \dfrac{\Delta F_r}{\Delta F_e} = 0$

L_p = 3 dB

A_b = 3 dB

D_f = 12,5 dB

G_e: on suppose que la station terrienne est fixe à 10° de site; donc on prend G_e pour (10 − ε) lu sur la Fig. 3.

Donc

$$G_r(\theta) \leqslant -135{,}5 - G_e + 20 \log \frac{4\pi d}{\lambda} + A_h(\varepsilon) \qquad (8)$$

TABLEAU VIII

	ε	A_h (2°)	G_e (10−ε)	$20 \log \frac{4\pi d}{\lambda}$	$G_r(\theta) \leqslant$
Point ① d = 20 km	2°	25,7 dB	11,2 dB	126 dB	+ 5,0 dB
Point ② d = 50 km	2°	25,7 dB	11,2 dB	134 dB	+ 13,0 dB

4. Conclusions

4.1 D'une part, on rappelle que la protection des stations de Terre contre les brouillages dus aux stations spatiales est garantie par le respect de la limite de puissance surfacique indiquée dans la Recommandation 358. D'autre part, l'étude ci-dessus a montré que le brouillage des stations spatiales par les stations de Terre pouvait être maintenu au-dessous du niveau admissible, à condition, dans le cas des faisceaux hertziens à p.i.r.e. élevée, d'augmenter la p.i.r.e. des stations terriennes de télécommande (voir le § 3.1.1).

4.2 Avant d'entreprendre la procédure de coordination décrite dans l'Appendice 28 au Règlement des radiocommunications, il est souvent nécessaire d'analyser rapidement les conditions pratiques d'implantation d'une station terrienne dans un réseau de faisceaux hertziens préexistant. La méthode graphique présentée au § 3.2 permet de réaliser cette analyse et de déterminer provisoirement les meilleurs emplacements de la station terrienne par rapport à ceux des stations de Terre du système de faisceaux hertziens.

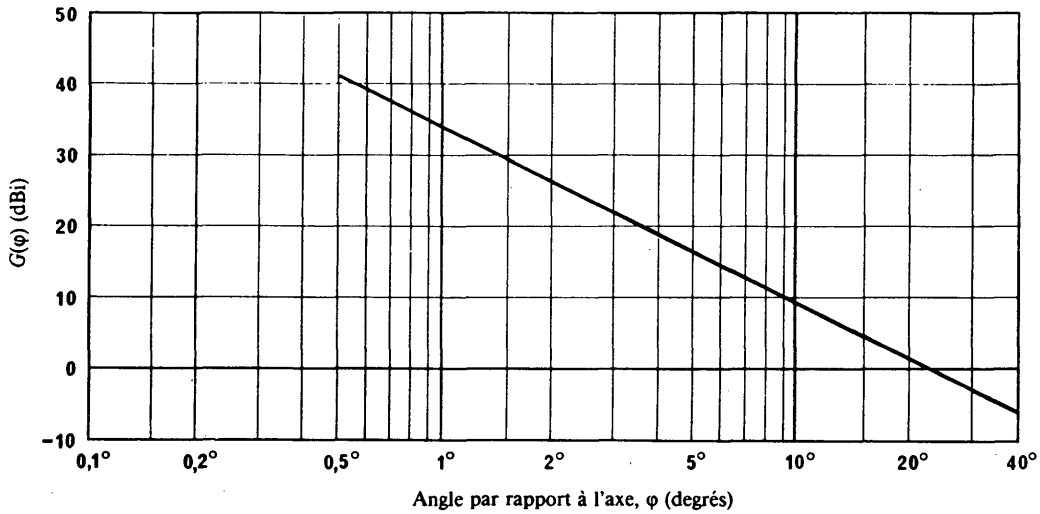


FIGURE 3 – *Diagramme de rayonnement de l'antenne de la station terrienne*

$G(\varphi)$: gain par rapport à une antenne isotrope: $52 - 10 \log \frac{D}{\lambda} - 25 \log \varphi$

en dehors du lobe principal, c'est-à-dire au delà des points à – 3 dB

Autres caractéristiques:

— antenne parabolique de diamètre 9 m

— fréquence porteuse: 2200 MHz

— ouverture à – 3 dB: 1°

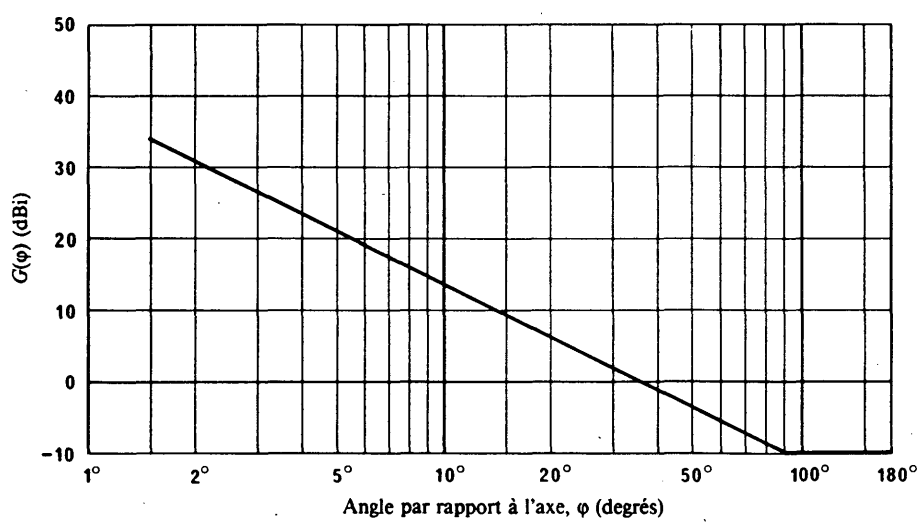


FIGURE 4— *Diagramme de rayonnement de l'antenne de la station de Terre*

$G(\varphi)$: gain par rapport à une antenne isotrope: $52 - 10 \log \frac{D}{\lambda} - 25 \log \varphi$

en dehors du lobe principal, c'est-à-dire au-delà des points à – 3 dB

Autres caractéristiques:

— antenne parabolique de diamètre 3 m

— fréquence porteuse: 2200 MHz

— ouverture à –3 dB: 3,2°

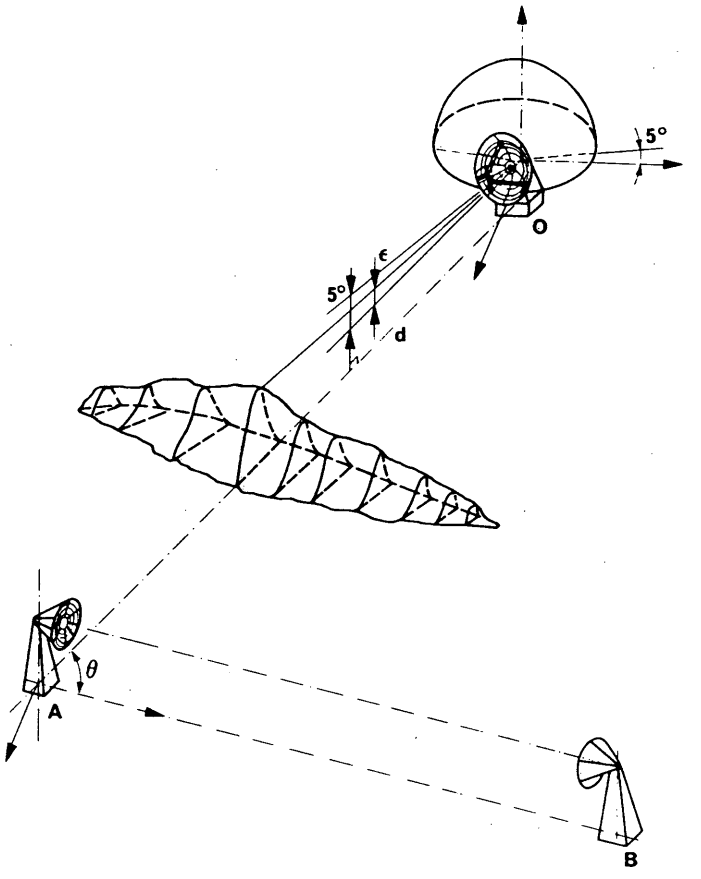


FIGURE 5 – *Configuration des stations de Terre par rapport à la station terrienne pour l'étude des brouillages*

d: distance OA

ε: angle de protection géographique

O: station terrienne

AB: faisceau hertzien à visibilité directe

θ: angle d'évitement

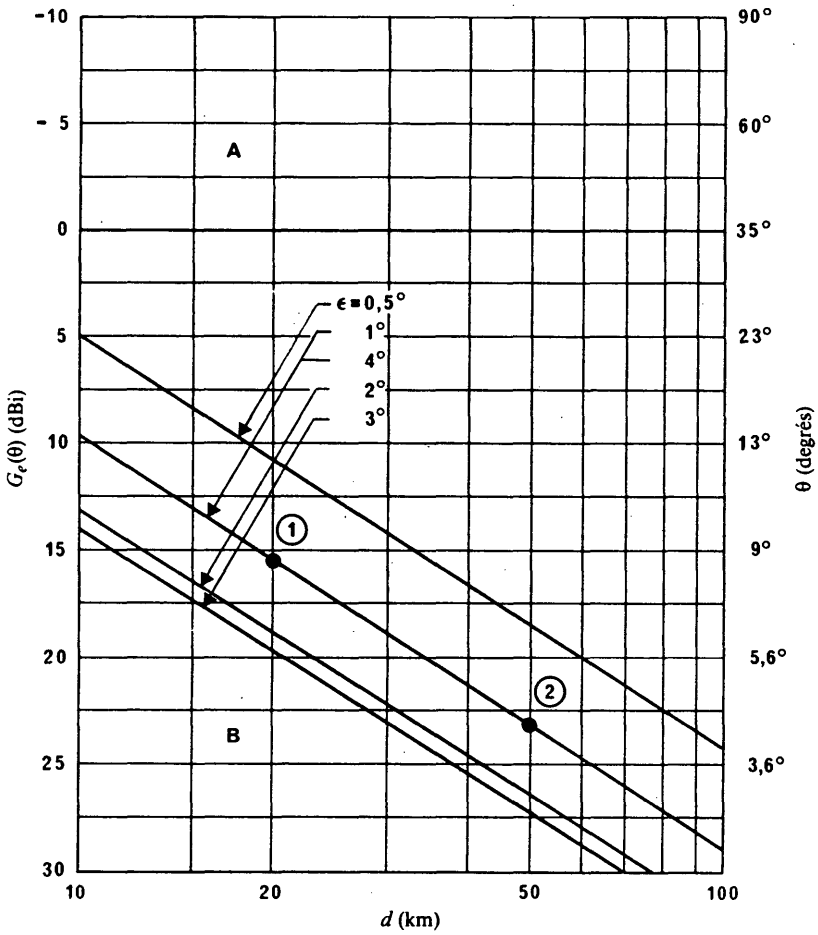


FIGURE 6 — *Brouillage d'une station terrienne par une station de Terre de type 1*

d: distance séparant la station terrienne de la station de Terre
$G_e(\theta)$: gain de l'antenne de la station de Terre dans la direction de la station terrienne
θ: angle d'évitement entre la direction du faisceau hertzien et la droite joignant la station de Terre à la station terrienne
ε: site de l'horizon physique de la station terrienne dans la direction de la station de Terre

On suppose que la station terrienne reçoit l'émission d'un satellite *non géostationnaire* et qu'elle fonctionne à des sites supérieurs à 5°.

A: domaine de brouillage improbable
B: domaine de brouillage probable
D_f: 22 dB correspondant à l'utilisation d'une fréquence intercalaire du plan du faisceau hertzien de type 1

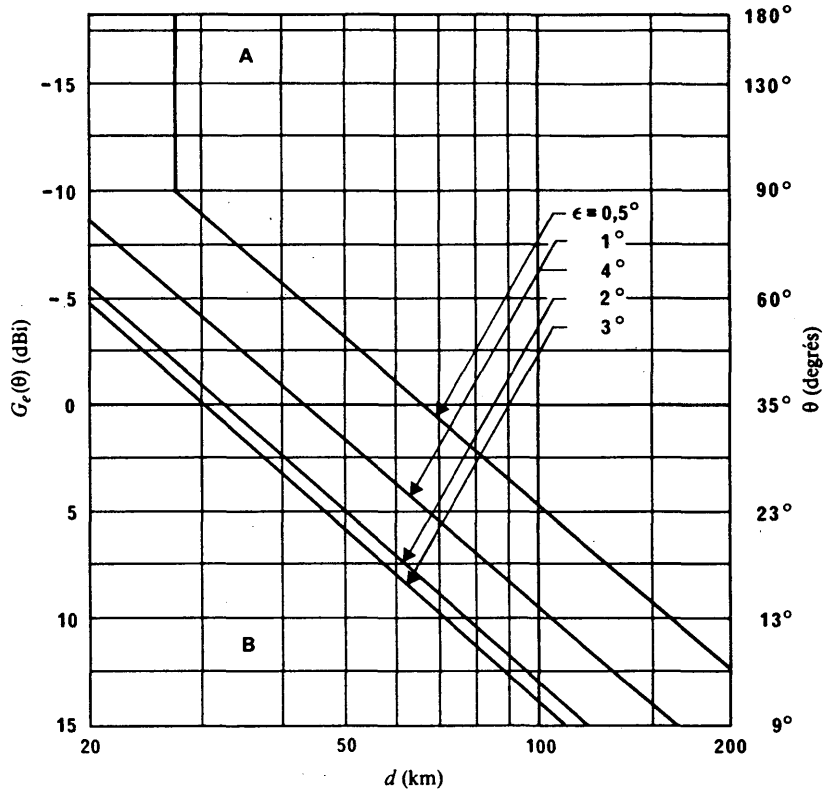


FIGURE 7 — *Brouillage d'une station terrienne par une station de Terre de type 2*

d: distance séparant la station terrienne de la station de Terre
$G_e(\theta)$: gain de l'antenne de la station de Terre dans la direction de la station terrienne
θ: angle d'évitement entre la direction du faisceau hertzien et la droite joignant la station de Terre à la station terrienne
ε: site de l'horizon physique de la station terrienne dans la direction de la station de Terre

On suppose que la station terrienne reçoit l'émission d'un satellite *non géostationnaire* et qu'elle fonctionne à des sites supérieurs à 5°.

A: domaine de brouillage improbable
B: domaine de brouillage probable

Cette figure a été obtenue dans le cas particulier d'un découplage en fréquence égale à $D_f = 22$ dB.

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

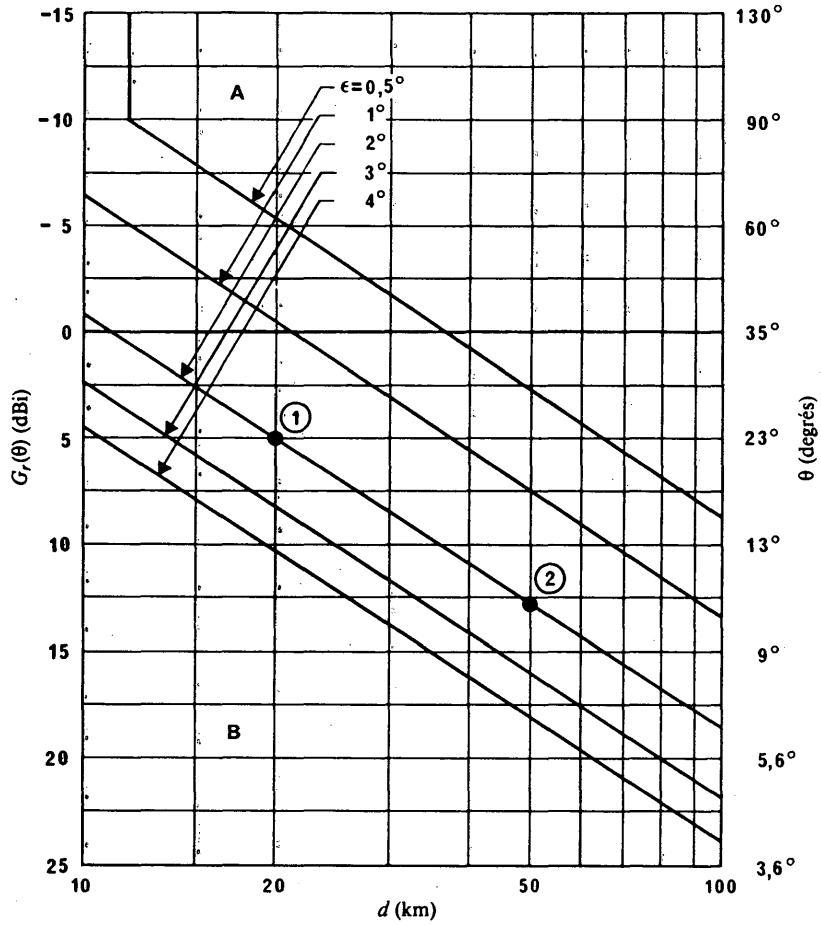


FIGURE 8 — *Brouillage d'une station de Terre de type 1 par une station terrienne*

d: distance séparant la station terrienne de la station de Terre
$G_r(\theta)$: gain de l'antenne de la station de Terre dans la direction de la station terrienne
θ: angle d'évitement entre la direction du faisceau hertzien et la droite joignant la station de Terre à la station terrienne
ε: site de l'horizon physique de la station terrienne dans la direction de la station de Terre

On suppose que la station terrienne émet à 10° de site en direction d'un *satellite géostationnaire* avec une puissance de 500 W.

A: domaine de brouillage improbable
B: domaine de brouillage probable
D_f: 12,5 dB correspondant à l'utilisation d'une fréquence décalée du plan de faisceau hertzien de type 1

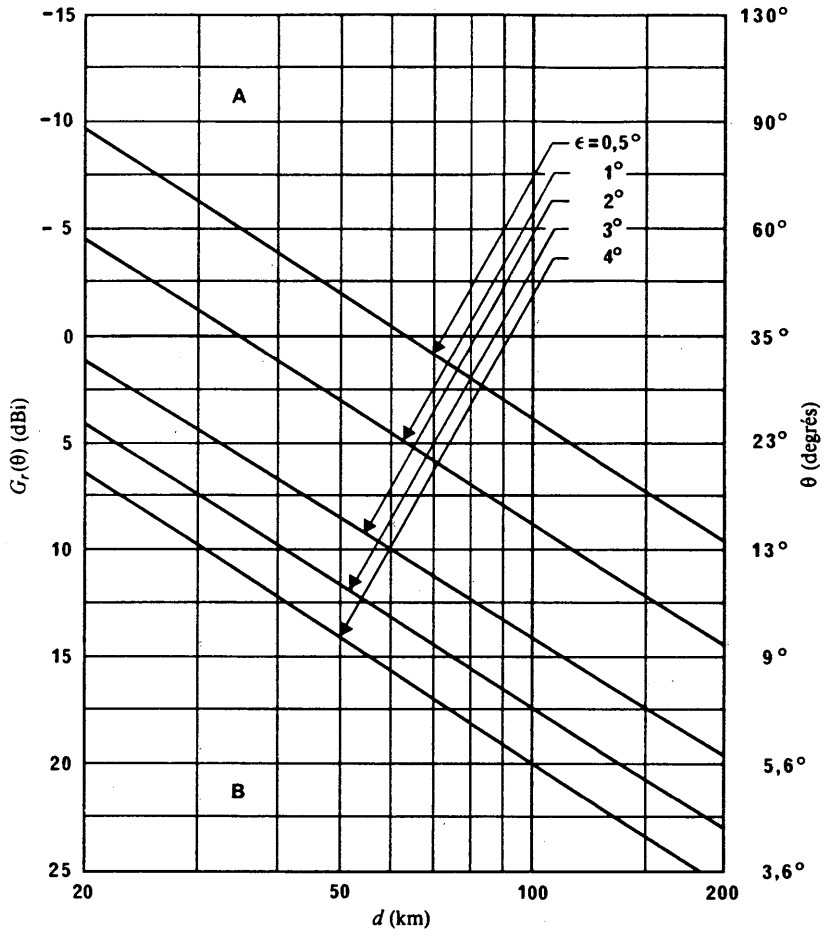


FIGURE 9 — *Brouillage d'une station de Terre de type 2 par une station terrienne*

d: distance séparant la station terrienne de la station de Terre
$G_r(\theta)$: gain de l'antenne de la station de Terre dans la direction de la station terrienne
θ: angle d'évitement entre la direction du faisceau hertzien et la droite joignant la station de Terre à la station terrienne
ε: site de l'horizon physique de la station terrienne dans la direction de la station de Terre

On suppose que la station terrienne émet à 10° de site en direction d'un *satellite géostationnaire* avec une puissance de 500 W.

A: domaine de brouillage improbable
B: domaine de brouillage probable

Cette figure a été obtenue dans le cas particulier d'un découplage en fréquence égale à $D_f = 12{,}5$ dB.

RAPPORT 679-2

CARACTÉRISTIQUES ET INCIDENCES DE L'UTILISATION DES TECHNIQUES RADIOÉLECTRIQUES POUR LE TRANSPORT DE L'ÉNERGIE DEPUIS L'ESPACE

(Question 20/2)

(1978-1982-1986)

1. Introduction

Le présent Rapport passe en revue les techniques utilisées pour le transfert d'énergie, à travers l'espace libre, par un faisceau très concentré d'énergie radioélectrique. La collecte de l'énergie radioélectrique incidente et la transformation de cette énergie en énergie électrique classique relèvent d'une technologie particulière qui diffère des méthodes traditionnelles de réception et de traitement de l'énergie radioélectrique dans les services de radiocommunications. La possibilité de transférer efficacement l'énergie au moyen d'un faisceau électromagnétique pourrait permettre de raccorder les systèmes de Terre pour la transmission de l'énergie à des sources et réservoirs d'énergie situés dans l'atmosphère, dans l'espace ou à la surface de la Terre. Le principe de la génération d'énergie à distance par batterie de cellules solaires montées sur des satellites géostationnaires présente un intérêt particulier.

Le transfert d'énergie par ondes radioélectriques a été étudié pour la première fois par Tesla [O'Neill, 1944; Hunt et Draper, 1964] vers la fin du siècle dernier. Tesla s'est intéressé au phénomène général de la résonance et s'est efforcé de l'appliquer à la transmission sans fil de l'énergie électrique entre un point et un autre. Il construisit une grande «bobine de Tesla» dans l'espoir de produire des oscillations électriques autour de la Terre et de créer un système d'ondes stationnaires dans lesquelles il pourrait plonger des antennes de réception aux points optimaux. Ses idées étaient en avance de plusieurs dizaines d'années sur l'apparition des techniques qui devaient permettre de les exploiter dans la pratique [Susskind, 1968]. C'est la mise au point, au début de la décennie 1960, de systèmes de génération d'hyperfréquences à très grande puissance [Skowron et autres, 1964; Luebke et Caryotakis, 1966] qui a accru les possibilités techniques et a précipité l'intérêt à l'utilisation des ondes radioélecriques pour transmettre l'énergie. Ce programme a abouti à l'élaboration des tubes à haut rendement et à grande capacité de puissance (plusieurs centaines de kilowatts).

La première démonstration de transport à haut rendement de quantités significatives d'énergie par hyperfréquences a eu lieu en mai 1963 [Brown, 1964]. Depuis cette date, les techniques ont beaucoup progressé [Brown, 1969a; Robinson, 1970; Brown et Dickinson, 1975].

Parmi les divers critères sur lesquels on peut se fonder pour évaluer les progrès du transport d'énergie par hyperfréquences, le rendement est le plus important. De ce point de vue, le rendement du système complet est passé de 15% en 1963 à 54% en 1975 [Brown et Dickinson, 1975]. En perfectionnant encore les composants de conversion d'énergie du système, on pourrait atteindre un rendement de 70%. D'autres critères d'évaluation de cette technologie, en particulier en ce qui concerne les applications pratiques, sont la capacité de puissance, la fiabilité, l'aptitude à dissiper la chaleur résiduelle et le coût. A cela s'ajoutent d'autres critères plus importants: effets extérieurs tels que le brouillage radioélectrique dû aux fréquences non essentielles et, en particulier, l'incidence sur l'environnement. Outre la question du rendement, on examinera ci-après un certain nombre de ces aspects.

2. Technologie de la transmission d'énergie par hyperfréquences en espace libre

Un système de transmission d'énergie par hyperfréquences peut se diviser en trois éléments principaux, reliés par des interfaces physiques. Ces éléments, qui correspondent chacun à une technologie distincte et se combinent pour déterminer le rendement d'ensemble et la capacité de puissance du système, sont les suivants:

- Elément 1: conversion de l'énergie sous forme de courant continu en énergie à hyperfréquences;
- Elément 2: transmission de l'énergie à hyperfréquences;
- Elément 3: collecte et redressement de l'énergie à hyperfréquences.

2.1 *Conversion de l'énergie sous forme de courant continu en énergie à hyperfréquences*

Dans la conversion de l'énergie sous forme de courant continu en énergie à hyperfréquences, on devrait viser un rendement aussi élevé que possible pour limiter la dimension de la source primaire d'énergie ainsi que pour minimiser les problèmes que pose l'évacuation de la chaleur produite lorsque le convertisseur a un mauvais rendement. Il existe plusieurs méthodes pour convertir l'énergie sous forme de courant continu en énergie à hyperfréquences; une seule d'entre elles, cependant, a permis d'atteindre un rendement de conversion proche de la valeur souhaitable pour un système de transmission d'énergie. Cette méthode fait appel aux tubes à champs croisés et à faisceau rentrant [Brown, 1970]. La version oscillateur de ce tube est appelée «magnétron», alors que sa version amplificateur, d'un rendement élevé, est appelée «amplitron». Dans chacune de ces versions, on est arrivé à mettre au point des types de tubes dont le rendement est de l'ordre de 80% à 90%.

2.2 *Liaison par faisceau d'ondes à hyperfréquences*

Tous les éléments de transmission, depuis la sortie du générateur jusqu'à la surface d'ouverture du point de réception, sont pris en considération dans l'étude de la liaison par faisceau d'ondes à hyperfréquences. Il a été démontré tout d'abord en théorie par [Goubau et Schwering, 1961], puis confirmé par d'autres [Li, 1965], que l'énergie peut être transmise avec des rendements approchant de 100% entre une ouverture d'émission dont l'éclairement et le contour ont été déterminés de manière optimale et une ouverture de réception. La relation correspondante [Goubau, 1970] est exprimée par le diagramme de la Fig. 1. Le rendement est donné par:

$$\tau = \frac{\sqrt{A_r A_t}}{\lambda D} \qquad (1)$$

où:

A_r et A_t : aires des ouvertures de réception et d'émission, respectivement,

λ : longueur d'onde du rayonnement,

D : distance entre les ouvertures d'émission et de réception.

La relation illustrée par la Fig. 1 suppose un éclairement pondéré de l'ouverture émettrice, et repose en outre sur l'hypothèse que le rayon de courbure du front de phase au départ est égal à la distance D.

La possibilité d'atteindre un rendement de transmission de l'ordre de 100% a été expérimentalement démontrée [Degenford et autres, 1964]. Il est possible d'effectuer des expériences à échelle réduite, à condition que les diamètres d'ouverture et la séparation des ouvertures correspondent à plusieurs longueurs d'onde.

2.3 *Protection efficace d'un faisceau d'ondes à hyperfréquences*

Pour qu'un faisceau d'ondes à hyperfréquences puisse être projeté efficacement, l'amplitude et la phase de l'énergie des micro-ondes doivent être convenablement réparties sur la surface de l'ouverture émettrice. Il existe un certain nombre de solutions pour l'éclairement de cette ouverture, par exemple, les antennes-réseaux en phase avec alimentation collective à partir d'une source à hyperfréquences, les antennes-réseaux en phase actives dans lesquelles les éléments rayonnants ont eux-mêmes la capacité de produire l'énergie, la combinaison d'un cornet éclairant et d'une lentille, et la combinaison classique d'un cornet éclairant et d'un réflecteur.

Etant donné la grande puissance utilisée, l'antenne-réseau en phase active apparaît comme supérieure aux autres. Elle est principalement utilisée pour les très grandes antennes-réseaux, particulièrement celles situées dans l'espace et fonctionnant comme réseau rétrodirectif de manière à maintenir la cohérence de phase à l'ouverture.

2.4 *Collecte et reconversion de l'énergie à hyperfréquences en énergie sous forme de courant continu*

Pour que le système de transmission de l'énergie par hyperfréquences soit complet, il faut recueillir l'énergie à hyperfréquences sur une antenne réceptrice et la reconvertir en courant continu. La solution classique consisterait à utiliser un grand réflecteur ellipsoïdal pour réfléchir l'énergie à hyperfréquences interceptée sur un cornet de petite dimension qui pourrait être relié à un guide d'ondes ou à une ligne coaxiale. Par redressement, l'énergie à hyperfréquences serait convertie en courant continu. Mais cette solution pose un certain nombre de problèmes qui peuvent être évités avec un dispositif d'un type nouveau baptisé «rectenna» (antenne redresseuse) [Brown, 1969b]. (Le terme anglais «rectenna» est une combinaison des termes «rectifier» (redresseur) et «antenna» (antenne).)

Dans un dispositif du type «rectenna», les éléments redresseurs sont uniformément répartis sur toute l'ouverture de réception, si bien que l'énergie à hyperfréquences qui est interceptée dans une zone locale de l'ouverture de réception est immédiatement reconvertie en courant continu. Le rendement de la «rectenna» est essentiellement le produit de deux facteurs: le rendement de collecte des hyperfréquences et le rendement de redressement. Si l'on adapte soigneusement l'impédance de l'entrée de la «rectenna» à celle de l'espace libre, le rendement de collecte peut approcher la valeur de 100%. Le rendement du redressement dépend du rendement des diodes redresseuses elles-mêmes et de l'aptitude du circuit redresseur à empêcher un rerayonnement des harmoniques et à convertir ceux-ci en puissance utile.

3. Applications de la transmission d'énergie en espace libre par faisceaux d'ondes à hyperfréquences

3.1 *Applications générales*

Les propriétés de la transmission d'énergie par hyperfréquences sont les suivantes:

- aucune liaison solide n'est nécessaire, que ce soit sous la forme, entre autres, de fils conducteurs ou de véhicules de transport, entre la source d'énergie et le point de consommation;
- la direction du transfert d'énergie peut être modifiée par un nouveau pointage de l'antenne émettrice;
- la transmission d'énergie se fait sans pertes dans le vide intersidéral. En outre, dans une gamme de fréquences relativement large, les pertes sont faibles lors du transfert d'énergie depuis l'espace jusqu'à la surface de la Terre;
- les transducteurs courant électrique-hyperfréquences aux points d'émission et de réception peuvent avoir une faible masse.

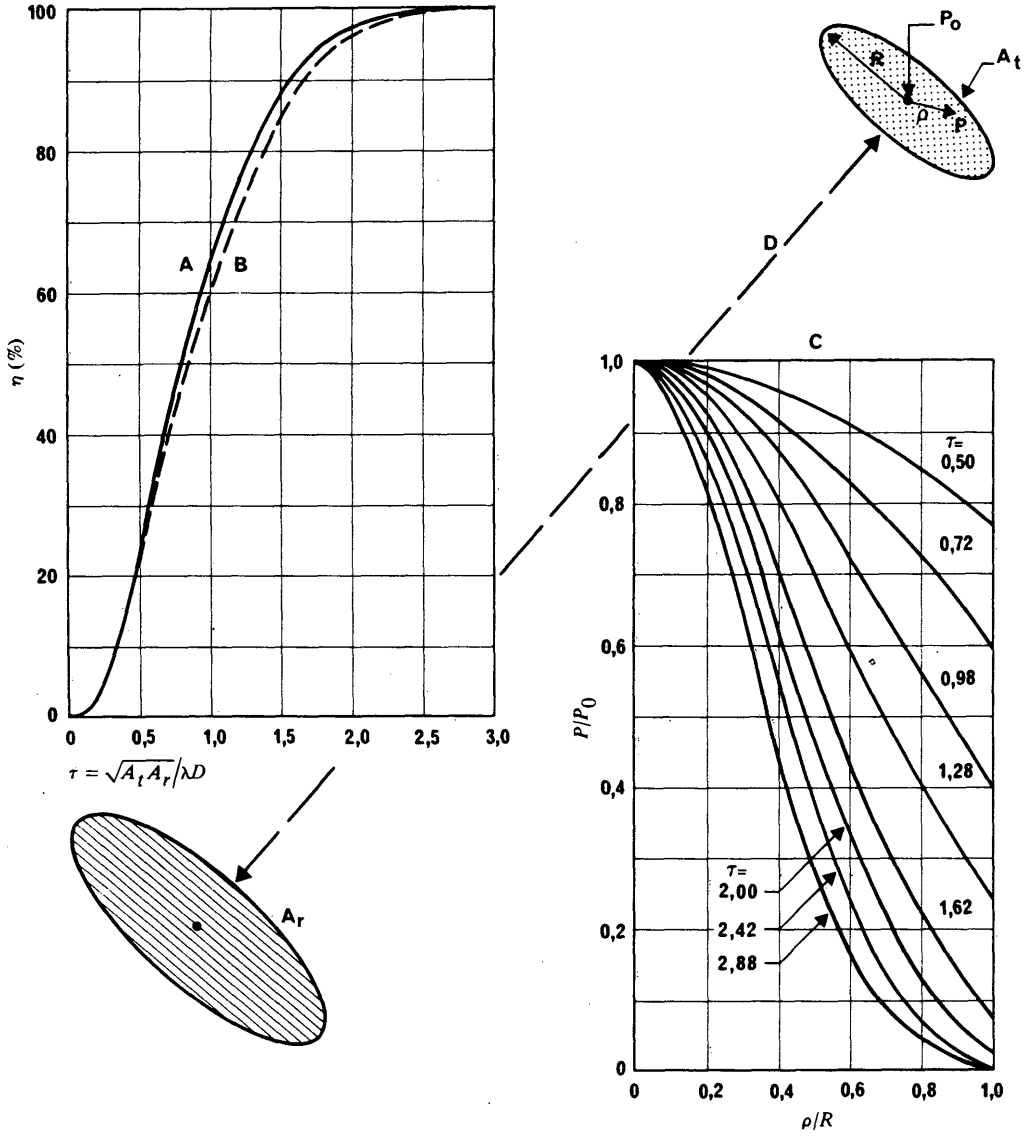


FIGURE 1 – *Rendement de la transmission d'énergie par faisceau radioélectrique*

A : ouverture circulaire
B : ouverture carrée
C : décroissance optimale dans l'ouverture
P_0 : densité de puissance surfacique au centre de l'ouverture
P : densité de puissance surfacique à la périphérie de l'ouverture
R : rayon de l'ouverture
ρ : distance radiale d'un point de l'ouverture
η : rendement

Il est peu probable que les systèmes à hyperfréquences soient largement utilisés pour le transfert de l'énergie dans les systèmes de Terre mais ils pourraient servir à transmettre l'énergie à des endroits éloignés ou entre deux points séparés par une zone très dangereuse, ou encore lorsqu'il existe une raison quelconque d'éviter toute liaison matérielle. Dans le domaine des applications spatiales, la question du transfert d'énergie entre deux satellites sur des distances allant jusqu'à plusieurs kilomètres a été étudiée par la NASA [Robinson, 1970]. Le système particulier envisagé utiliserait une source d'énergie centrale située dans une base spatiale, qui desservirait en énergie plusieurs satellites par simple réorientation de l'antenne émettrice; on pourrait ainsi se dispenser d'installer sur les satellites un système d'alimentation individuel.

3.2 *Energie provenant de satellites solaires*

Un système pour acheminer jusqu'au sol l'énergie depuis un satellite géostationnaire qui convertirait l'énergie solaire en énergie électrique a été étudié. Il fournirait une source inépuisable d'énergie, extérieure à la Terre [Glaser, 1968; J. Microwave Power, 1970].

L'énergie solaire qui tombe sur la surface de la Terre est tellement diffuse et tellement variable que son utilisation présente de grandes difficultés. Toutefois, une batterie de cellules solaires géostationnaires peut être éclairée uniformément pendant 99% du temps; l'annulation des forces d'accélération et l'absence d'atmosphère et de vent permettent de construire une structure extrêmement légère qui est à l'abri des nombreux phénomènes de corrosion, de dégénérescence et de détérioration que l'on rencontre sur la Terre. C'est la raison pour laquelle on a proposé [Glaser, 1968] d'utiliser une batterie de ce genre, dans l'espace, pour constituer un nouveau type de source d'alimentation en énergie. Sur la base de cette proposition, on a élaboré un modèle fondamental de station d'énergie solaire à satellite (SSPS: «Satellite Solar Power Station»). Dans cette station, de grandes batteries de cellules solaires photovoltaïques transformeraient l'énergie de rayonnement du Soleil en une énergie à courant continu, laquelle serait ensuite transférée à un grand réseau actif en phase, articulé sur les batteries solaires au moyen de joints rotatifs. Les réseaux actifs en phase transformeraient l'énergie continue en énergie à hyperfréquences, sur une longueur d'onde choisie pour permettre la pénétration dans l'atmosphère terrestre et focaliseraient cette énergie pour former un faisceau étroit; ce faisceau serait pointé sur une zone de réception déterminée de la surface terrestre.

Le faisceau d'ondes à hyperfréquences spatial serait convenablement collimaté, pour arriver dans l'atmosphère terrestre avec la même concentration de puissance qu'au point de production. L'énergie à hyperfréquences atteignant la zone de réception sur la surface terrestre serait efficacement retransformée en énergie à courant continu, grâce à la «rectenna».

4. Projet de station à satellite pour l'alimentation en énergie solaire (SSPS)

On a élaboré un projet de SSPS [Reference System Report, 1978] qui émet une puissance de 6500 MW. Dans ce projet, le réseau d'antennes d'émission a un diamètre de 1 km. Les dimensions de l'antenne ont été calculées d'après la relation qui existe entre le rendement et les caractéristiques matérielles indiquées dans la Fig. 1 pour la fréquence 2450 MHz, qui peut pénétrer dans l'atmosphère terrestre avec un petit affaiblissement. Le rendement global projeté pour le système de transmission de l'énergie par hyperfréquences, compte tenu des rendements de conversion aux deux extrémités, est de 68%.

Pour un réseau circulaire en phase de 1 km de diamètre, la valeur estimée de τ serait de 1,62 (voir la Fig. 1). La diminution progressive de l'énergie serait de 10 dB du centre à la périphérie de l'ouverture et la puissance des éléments rayonnants diminuerait par échelon d'environ 1 dB, dans 10 zones annulaires concentriques, ayant des aires presque égales, ces zones étant centrées sur le réseau d'antennes d'émission. L'ouverture à mi-puissance serait de 0,008° et les lobes latéraux diminueraient de manière asymptotique jusqu'à un niveau de -49 dB par rapport à celui du lobe principal.

Le faisceau serait centré sur un émetteur-balise placé au centre de la zone de collecte sur Terre. La puissance surfacique au centre de la zone de collecte est de 20 mW/cm^2. Une antenne redresseuse (rectenna) de 5 km de diamètre recueillerait toutes les puissances surfaciques supérieures à environ 0,5 mW/cm^2. Une zone de garde s'étendant jusqu'à une distance radiale de 10 km recueillerait les puissances surfaciques dépassant 50 μW/cm^2 environ. La concentration du faisceau d'antenne assurerait la protection des services de radiocommunications; les niveaux dans les lobes latéraux en dehors de la zone de collecte et des zones de garde adjacentes sur la Terre seraient en effet affaiblis de 49 dB grâce à l'antenne d'émission précédemment décrite.

Le filtrage des signaux hors bande peut réduire le «débordement» dans les bandes de fréquences adjacentes. Les caractéristiques nominales du spectre typique d'un système d'émission sont représentées à la Fig. 2 dans laquelle on admet que la puissance du spectre de l'émetteur est uniformément répartie sur la bande 2450 $\pm$ 10 MHz. Au bord de la zone de collecte de 5 km de diamètre, la puissance surfacique est de -30 dB(W/(m^2 · 4 kHz)); en dehors de la zone de garde, elle est de -50 dB(W/(m^2 · 4 kHz)). Les règlements de l'UIT limitent les émissions des stations spatiales dans les bandes de fréquences adjacentes à une puissance surfacique de -154 dB(W/(m^2 · 4 kHz)) (pour de faibles angles de site – voir le numéro 2557 du Règlement des radiocommunications). Par conséquent, les filtres de l'émetteur doivent donner un affaiblissement de 104 dB dans les 40 MHz compris entre le spectre de l'émetteur et le bord de la bande utilisée pour les équipements industriels, scientifiques et médicaux (ISM). Le projet de SSPS prévoit l'utilisation d'un klystron à 5 cavités donnant un affaiblissement de 120 dB au bord de la bande (voir la Fig. 2). La marge de 16 dB semble offrir une protection amplement suffisante pour les services de radiocommunications dans les bandes adjacentes. Ce projet de SSPS a été élaboré à la suite d'expériences faites avec des magnétrons et des klystrons dont les largeurs de bande sont inférieures d'un ordre de grandeur à celle qui est prise en considération dans la Fig. 2.

Certaines inconnues subsistent encore dans le projet étudié ici: les niveaux de puissance surfacique des signaux harmoniques émis, le niveau de rayonnement diffusé et réfléchi par les antennes redresseuses («rectenna») et les possibilités de pointage du faisceau de l'antenne du satellite. Au cas où ces rayonnements seraient nuisibles, des solutions possibles seraient de renforcer le filtrage sur l'émetteur spatial, ou de prévoir des bandes de fréquences qui sont des multiples harmoniques de la porteuse de 2450 MHz pour les signaux ISM et les applications de transmission de l'énergie.

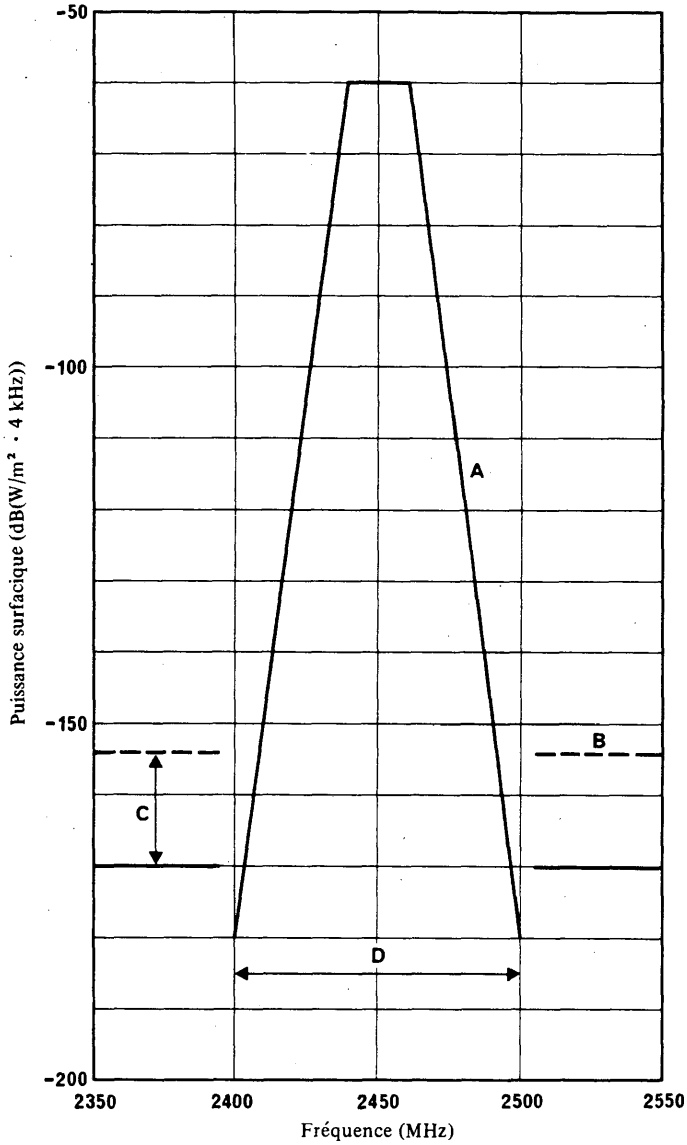


FIGURE 2 – *Puissance surfacique nominale du satellite à énergie solaire en fonction de la fréquence, en dehors de la zone de garde de 10 km de rayon*

A: spectre du système d'émission, avec klystron à 5 cavités

B: limite UIT

C: marge de 16 dB au bord de la bande

D: bande ISM

5. Considérations supplémentaires

L'utilisation de faisceaux de micro-ondes pour la transmission d'énergie en espace libre entraînerait le rayonnement de très grandes quantités d'énergie radioélectrique. Cela pose des problèmes, puisqu'il faut faire en sorte que les rayonnements de micro-ondes restent à des niveaux acceptables en dehors de la zone de collecte spécifiée et que le «débordement» du spectre dans les bandes adjacentes ne cause pas de brouillage nuisible au détriment d'autres services de radiocommunications. Autre problème à signaler: un aéronef transportant des passagers peut-il sans danger traverser un faisceau d'énergie de 5 km de diamètre? Si l'on répond par la négative,

il conviendrait d'établir des procédures de protection contre de telles traversées. Une réalisation technique sérieuse permet de réduire grandement le niveau des rayonnements parasites dans l'espace et en fréquence, mais il est peut-être impossible de les supprimer complètement. Si la puissance transmise est élevée, même des mesures très poussées de limitation des rayonnements parasites ne permettront pas d'éviter un brouillage nuisible d'autres services. Même si certains de ces autres services exploitent des systèmes capables de supporter de forts niveaux de brouillage, ces services risquent d'être exposés à des niveaux de brouillage qui seraient préjudiciables à leur fonctionnement. Il convient de noter que le brouillage d'un service de sécurité tel que la radionavigation pourrait avoir des conséquences graves, même s'il n'était que momentané.

Le service de radioastronomie, en particulier, est vulnérable aux signaux de brouillage à faible niveau, car la recherche radioastronomique exige l'utilisation de récepteurs très sensibles et des temps d'intégration de longue durée. Des considérations semblables s'appliquent aux stations de recherche dans l'espace lointain. Les caractéristiques des radiotélescopes et des récepteurs de radioastronomie peuvent être définies avec précision, et les niveaux de brouillage nuisible potentiels peuvent être spécifiés. Ces conditions ont été soigneusement étudiées et sont définies dans le Rapport 224. Les niveaux de brouillage nuisible varient avec la fréquence et sont généralement très inférieurs (de 50 à 90 dB normalement) aux niveaux de brouillage nuisible généralement fixés pour d'autres services.

Une étude du brouillage éventuellement causé par les satellites d'énergie solaire au détriment de la radioastronomie et de la radarastronomie [Thompson, 1981] (Rapport 853) a montré qu'il faut considérer plusieurs mécanismes. Dans le système proposé, la fréquence de l'onde qui transmet l'énergie est proche de bandes attribuées au service de radioastronomie et des harmoniques de cette fréquence sont proches d'autres bandes attribuées au même service. L'intensité des champs produits à la surface de la Terre peut surcharger les étages d'entrée des récepteurs de radioastronomie proches de l'emplacement de l'antenne redresseuse (rectenna) ou plus éloignés de cet emplacement lorsque le diagramme de rayonnement de l'antenne qui transmet l'énergie présente des crêtes accentuées. Un autre brouillage, plus répandu dans le domaine fréquentiel et la couverture géographique, peut résulter du bruit engendré par l'émetteur, du bruit thermique provenant des systèmes d'antenne du satellite et peut-être de la réflexion de signaux de Terre par ces systèmes. Un brouillage dû aux rectennas de réception peut se produire si l'on ne choisit pas avec soin leur emplacement par rapport aux observatoires radioastronomiques.

Il faut étudier ces mécanismes d'une façon plus approfondie si l'on envisage la mise en œuvre des satellites solaires car certaines zones centrées sur l'orbite des satellites géostationnaires interdiront les observations radioastronomiques ou, tout au moins, en dégraderont profondément les résultats. A eux seuls, les effets des rayonnements thermiques suffiraient à dégrader les résultats des observations faites dans une partie substantielle du ciel.

Compte tenu des exigences plus rigoureuses qui s'appliquent au service de radioastronomie, les concepteurs des systèmes de transmission d'énergie utilisant les techniques radioélectriques doivent tenir compte des niveaux de brouillage nuisible spécifiés dans le Rapport 224 lorsqu'ils évalueront l'incidence de ces systèmes de transmission d'énergie sur le fonctionnement d'autres services.

Il convient de noter que d'autres effets, tels que le risque biologique et l'effet sur l'ionosphère, ne sont pas pris en considération.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

BROWN, W. C. [1964] Experiments in the transportation of energy by microwave beam. IEEE Int. Cov., Vol. 12, Pt. 2, 8-17.

BROWN, W. C. [septembre 1969a] Experiments involving a microwave beam to power and position a helicopter. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems.*, Vol. AES-5, **5**, 692-702.

BROWN, W. C. [1969b] Progress in the design of rectennae. *J. Microwave Power*, Vol. 4, **3**, 168-175.

BROWN, W. C. [1970] High power microwave generators of the crossed-field type. *J. Microwave Power*, Vol. 5, **4**, 246-260.

BROWN, W. C. et DICKINSON, R. M. [mai 1975] Radiated microwave power transmission system efficiency measurements. Tech. Memorandum 33-727, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, Ca.

DEGENFORD, J. E., SIRKIS, M. D. et STEIER, W. H. [juillet 1964] The reflecting beam waveguide. *IEEE Trans. Microwave Theory Tech.*, Vol. MTT-12, 445-453.

GLASER, P. E. [novembre 1968] Power from the sun: its future. *Science*, Vol. 162, 857-861.

GOUBAU, G. [décembre 1970] Microwave power transmission from an orbiting solar power station. *J. Microwave Power*, Vol. 5.

GOUBAU, G. et SCHWERING, F. [mai 1961] On the guided propagation of electromagnetic wave beams. *IRE Trans. Ant. Prop.*, Vol. AP-9, 248-263.

HUNT, I. et DRAPER, W. [1964] Lightning in his hand, the life story of Nikola Tesla, Sage, Denver, Colorado.

J. Microwave Power [décembre 1970] Special Issue on Satellite solar power station and microwave transmission to Earth. Vol. 5, **4**.

LI, T. [mai-juin 1965] Diffraction loss and selection of modes in maser resonators with circular mirrors. *BSTJ*, Vol. 44, 917-932.

LUEBKE, W. et CARYOTAKIS, G. [août 1966] Development of a one megawatt CW klystron. *Microwave J.*, Vol. 9, 43.

O'NEILL, J. J. [1944] *Prodigal genius — The life of Nikola Tesla.* Ives Washburn, New York.

REFERENCE SYSTEM REPORT [1978] DOE/ER-0023, US Dept. of Energy and National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC, Etats-Unis d'Amérique.

ROBINSON, W. J. [décembre 1970] Wireless power transmission in a space environment. *J. Microwave Power*, Vol. 5, **4**.

SKOWRON, J. F., MacMASTER, G. H. et BROWN, W. C. [octobre 1964] The super power CW amplitron. *Microwave J.*, Vol. 7, **10**, 65-69.

SUSSKIND, C. [décembre 1968] The experiments of Hertz. *IEEE Spectrum*, Vol. 5, 56-60.

THOMPSON, A. R. [1981] Effects of a satellite power system on ground-based radio and radar astronomy. *Radio Sci.*, Vol. 16, **1**, 35-45.

BIBLIOGRAPHIE

BROWN, W. C. [décembre 1970] The receiving antenna and microwave power rectification. *J. Microwave Power*, Vol. 5, **4**, 279-292.

OKRESS, E. C. [1978] Microwave-powered aerospace vehicles. *Microwave Power Eng.*, Vol. 2, 268-285.

RAPPORT 680-2*

TECHNIQUES UTILISABLES POUR LES TÉLÉCOMMUNICATIONS AU MOYEN D'ONDES ÉLECTROMAGNÉTIQUES DANS L'INFRAROUGE ET DANS LE SPECTRE VISIBLE

(Question 25/2)

(1978-1986-1990)

1. Introduction

Le développement continuel des techniques de l'électro-optique, et notamment du laser, a conduit à étendre à l'infrarouge et au spectre visible les parties du spectre électromagnétique utilisables pour les télécommunications. — Le présent Rapport,——examine les principes de fonctionnement du laser et certaines de ses applications aux télécommunications dans la partie infrarouge et dans la partie visible du spectre. ——— Des renseignements complémentaires sont donnés dans le Rapport 666 du Volume I.

En se fondant sur ce développement, le CCIR a examiné l'opportunité de formuler des normes techniques (Rapport 681, 1986). Elle a conclu que l'utilisation de la partie infrarouge et de la partie visible du spectre n'exige pas de normes internationales (voir aussi le Rapport 667 du Volume I).

2. Définition

Le laser (Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation) est un amplificateur de lumière par émission stimulée de rayonnement électromagnétique. Le laser est un maser optique (maser: Microwave Amplification by Stimulated Emission of Radiation – amplificateur de micro-ondes par émission stimulée de rayonnement électromagnétique). L'un et l'autre constituent des applications pratiques de la loi de Planck:

$$E = h \cdot \nu \qquad (1)$$

où:

E: l'énergie émise (joules),

h: la constante de Planck (6,625 × 10^{-34} joules-seconde),

et ν: la fréquence de l'énergie rayonnée (Hz).

3. Eléments constitutifs du laser

Tous les lasers se composent des éléments représentés sur la Fig. 1. Un milieu actif est stimulé par l'énergie d'une source extérieure; un électron dans un atome, dans un ion ou dans une molécule passe ainsi à un niveau d'énergie supérieur. Au bout d'un certain temps, l'électron excité revient spontanément à son niveau d'énergie initial et, au cours de cette transition, il émet sous forme de rayonnement l'énergie indiquée par la formule de Planck. Si l'excitation est suffisante, le nombre d'électrons qui passent à l'état excité est supérieur au nombre de ceux qui restent à l'état de base. On a alors réalisé ce que l'on appelle une «inversion des populations».

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention de la Commission d'études 1.

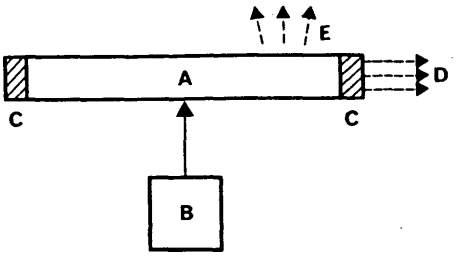


FIGURE 1 – *Eléments constitutifs de la cavité d'un laser*

A: Milieu actif

B: Source d'énergie extérieure

C: Miroirs parallèles

D: Faisceau laser

E: Rayonnement spontané

Cela étant, un signal appliqué au milieu actif, tel que le rayonnement spontané (bruit quantique), se trouve amplifié puisque l'énergie de ce signal libérée par le déclenchement des transitions vers le bas (accompagnées d'un dégagement d'énergie rayonnante en phase) est supérieure à celle qui est absorbée par le déclenchement des transitions vers le haut.

Si l'on introduit un dispositif de réaction – et c'est le rôle des miroirs parallèles de la Fig. 1 – on transforme cet amplificateur en un oscillateur. Si les deux miroirs constituent une cavité résonante, le rayonnement amplifié est renvoyé par réflexion dans le milieu actif en phase avec le signal amplifié et il stimule une fois de plus l'amplification en phase à chacun de ses passages. En montant à l'une des extrémités de la cavité, ou à toutes deux, un dispositif qui permet d'extraire une partie des oscillations engendrées dans son intérieur, on parvient à produire un faisceau d'énergie essentiellement parallèle, qui peut être pratiquement monochromatique et hautement cohérent.

Le milieu actif peut être un gaz, un liquide, une solution solide d'ions dans une matrice cristalline ou amorphe ou encore un solide cristallin semi-conducteur; ———— la source d'excitation extérieure (ou pompe) peut être une source lumineuse, un courant électrique, un faisceau d'électrons, etc. Les lasers à cristal les plus courants, les lasers à gaz et les lasers à liquide (voir le Tableau I) sont à pompage optique, tandis que la plupart des lasers à semi-conducteur sont à pompage électrique.

TABLEAU I – *Exemples des types de laser les plus courants*

Type	Matériaux	Eléments actifs	Longueurs d'onde principales (μm)
à solide (ionique)	Grenatyttrium-aluminium dopé au néodyme (Nd: YAG)	Ions néodyme	1,06
	Rubis	Ions chrome	0,69
à gaz	Mélange He-Ne	Ions néon	0,63
	Argon	Ions argon	0,4545 à 0,5287
	CO_2	Molécules CO_2	10,6
	N_2	Ions N_2	0,337
à liquide	Teinture rhodamine GG	Molécules de teinture	0,53 à 0,66 (accordable)
à semi-conducteur	Arséniure de Gallium aluminium GaAsAl	Paires électrons - trous	0,78 à 0,90
"	Arséniure de gallium-phosphure d'indium GaAsInP	"	1,1 à 1,6

4. Modes de fonctionnement

La plupart des matériaux de laser permettent de réaliser des émetteurs capables de fournir leur énergie de sortie sous forme d'une onde entretenue ou d'impulsions; toutefois, un modèle donné de laser ne peut généralement pas fonctionner indifféremment dans ces deux conditions. L'une et l'autre ont trouvé des applications pratiques dans le fonctionnement de divers systèmes.

Avec les lasers à impulsions directes, c'est-à-dire ceux dont les impulsions de sortie sont dues à l'application directe d'une excitation impulsive, on parvient à obtenir des durées d'impulsion de 100 µs seulement. Pour obtenir des durées d'impulsion de 1 à 10 ns, on recourt aux lasers à commutation de Q. Dans un tel laser, le facteur Q de la cavité se dégrade tandis que le régime excité s'établit. A un certain instant critique, la réaction se produit, ce qui donne lieu à la naissance d'une impulsion très intense qui est transmise à la sortie très rapidement. On peut commuter le trajet de réaction au moyen d'un miroir tournant ou d'une cellule de Pockels (ou d'un autre commutateur électro-optique). Une cellule de Pockels est un dispositif optique fait d'une substance cristalline qui, lorsqu'on lui applique un champ électrique fait tourner la direction de polarisation d'une lumière incidente lorsque celle-ci ne coïncide pas avec un des axes principaux du cristal. Associée à un polariseur plan, une cellule de Pockels permet de réaliser la commutation ultra-rapide d'un trajet optique. A la sortie d'un laser à commutation de Q dont le commutateur est précisément une cellule de Pockels, on a un faisceau lumineux à polarisation plane. Un tel laser peut fournir, sous forme d'impulsions très brèves, des puissances de crête très élevées. D'autres méthodes permettent d'ailleurs d'obtenir des impulsions encore plus brèves que celles du laser à commutation de Q (par exemple: «cavity dumping» et «mode-locking»).

5. Applications du laser

On a imaginé de nombreuses utilisations du laser et beaucoup d'entre elles ont fait leurs preuves. Le Tableau II énumère certaines des applications du laser dans le domaine des communications, de la vision de nuit, de la télédétection spatiale, etc. Tous les systèmes qui y sont cités ont été réalisés jusqu'à un certain point et se sont révélés viables. Quelques-uns d'entre eux, pris parmi ceux dont on attend le plus pour la recherche spatiale, sont décrits dans la suite de ce Rapport.

TABLEAU II – *Applications possibles du laser*

Télécommunications spatiales
- Satellite-satellite
- Satellite-Terre
- Terre-satellite
- Au sein d'un engin spatial par fibres optiques

Télécommunications de Terre
- Entre points fixes, dans l'atmosphère
- Entre points fixes, sous l'eau
- Au sein d'un système, par fibres optiques

Guidage
- Par corrélateur d'image électro-optique
- Par images infrarouges
- Par télévision
- Suiveurs à laser

Vision de nuit
- Illuminateurs pour télévision à faible niveau lumineux
- Illuminateurs de systèmes intensificateurs d'image
  - Conduite automobile de nuit
  - Surveillance

Télédétection spatiale
- Géologie et ressources minérales
- Géographie et cartographie
- Océanographie
- Qualité de l'environnement
- Agriculture et sylviculture
- Hydrologie et ressources minérales

Construction et arpentage

Forage, coupe, soudure

Navigation

Systèmes de mesure

Impression et arts graphiques

Lecteurs, enregistreurs et machines de reproduction

Médecine et chirurgie

Traitement des matériaux

Fusion nucléaire

Séparation d'isotopes

6. Télécommunications

Les rayonnements visibles et infrarouges sont utilisables dans toutes les liaisons de télécommunications spatiales représentées sur la Fig. 2. Les spécialistes de la recherche spatiale ont étudié le cas des liaisons espace-espace bilatérales à large bande entre satellites géostationnaires servant de relais. Pour cette application, les solutions les plus intéressantes sont d'abord celles qui reposent sur des lasers à semi-conducteur à 0,8 μm (GaAlAs) puis celles qui utilisent des lasers au néodyme (Nd:YAG) ou des lasers à semi-conducteur à 1,3 ou 1,55 μm (GaAsInP). On a également trouvé qu'il est pratiquement possible de réaliser des liaisons montantes espace-espace entre satellites d'observation de faible altitude et satellites relais synchrones ainsi que des liaisons descendantes espace-Terre entre satellites relais synchrones et stations terriennes. Le milieu atmosphérique au voisinage de la station terrienne limite toutefois les possibilités de cette dernière application; dans la partie considérée du spectre, l'humidité présente dans l'atmosphère donne en effet lieu à une absorption relativement élevée ainsi qu'à une diffusion de l'énergie électromagnétique.

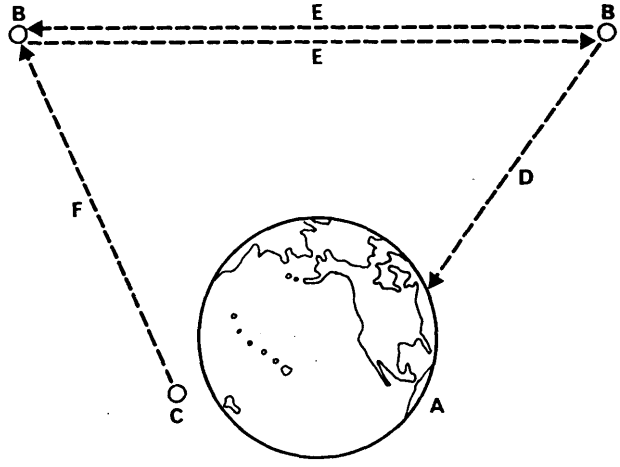


FIGURE 2 – *Applications spatiales des télécommunications par laser*

A: Terre

B: Satellite relais synchrone (SRS)

C: Satellite d'observation de faible altitude (SFA)

D: Trajet descendant SRS-Terre

E: Liaison bilatérale à large bande SRS-SRS

F: Liaison SFA-SRS

On envisage également des liaisons optiques avec des sondes lointaines d'exploration interplanétaire. Les puissances requises pour ce type de mission font des lasers au néodyme les sources les plus attractives. Les télécommunications spatiales par laser font l'objet de l'Annexe I.

7. Mesures de distance par écho

Des systèmes actifs de mesure de distance par écho comportant des émetteurs lasers sont déjà utilisés dans des applications sur Terre et l'on se propose aujourd'hui de les utiliser en recherche spatiale. Les Fig. 3 et 4 illustrent ces deux types d'utilisation. On envisage d'autre part de recourir à des capteurs LIDAR (LIght Detection And Ranging: mesure de distance par détection d'ondes lumineuses) pour la poursuite de précision de plusieurs satellites réfléchissants. Ces satellites renvoient vers sa source une énergie lumineuse qui leur arrive sous forme d'impulsions, en utilisant pour cela des rétroréflecteurs et des surfaces à réflexion spéculaire. Parmi les satellites qui emploient cette technique pour la poursuite de précision, on peut citer GEOS-B, GEOS-III, STARLETTE, LAGEOS et TIMATION.

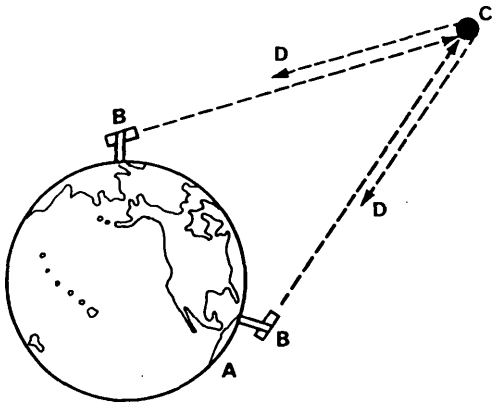


FIGURE 3 – *Applications du laser à terre: mesure de la distance par écho*

A: Terre

B: Installation de poursuite par LIDAR

C: Satellite réfléchissant (GEOS-B, GEOS-III, STARLETTE, LAGEOS, TIMATION)

D: Lumière incidente et réfléchie

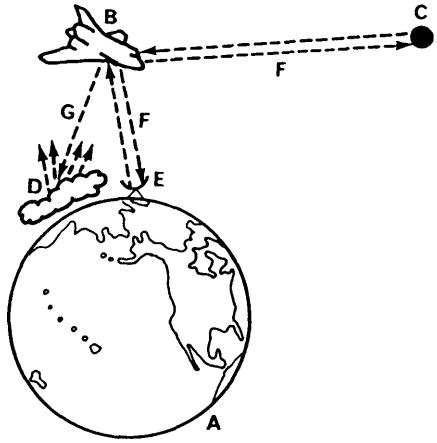


FIGURE 4 – *Applications du laser monté dans le satellite: mesure de la distance par écho*

A: Terre

B: Navette spatiale

C: Satellite LAGEOS

D: Réflexion diffuse par la couverture nuageuse

E: Rétroréflecteur en trièdre trirectangle

F: Lumière incidente et rétroréfléchie

G: Lumière incidente

Les méthodes de mesure de distance par écho laser, dont il est question à l'Annexe II, seront mises en œuvre dans les essais de la Navette spatiale; leur but sera la poursuite de précision de rétroréflecteurs en forme de trièdre trirectangle situés au sol et de réflecteurs de satellite analogues à ceux que porte LAGEOS. Une expérience sur la climatologie des nuages est prévue, qui devrait permettre de mesurer la rétrodiffusion de l'énergie lumineuse par les nuages, de localiser des distributions nuageuses géographiquement et selon l'altitude, etc.

8. Comparaisons

Pour les communications espace-espace, le laser présente certains avantages potentiels sur les systèmes classiques à hyperfréquences. En raison de l'extrême concentration des faisceaux, il permet d'obtenir à la fois des gains avec un très grand effet directif et de fortes puissances équivalentes rayonnées. L'absence de lobes latéraux et de lobe arrière, jointe à la très grande directivité, a en outre pour conséquence une bonne protection contre les perturbations. Par contre, l'établissement et le maintien de liaisons à base de lasers exigent une précision particulièrement grande des systèmes de poursuite asservis. Pour aider à orienter un faisceau de laser dans la direction de la station réceptrice, on doit recourir à des méthodes d'acquisition qui peuvent impliquer l'emploi d'autres détecteurs, moins précis. De même, si le dispositif de réception possède un gain d'ouverture élevé, l'alignement de cette ouverture peut exiger des opérations de grande précision.

La résolution angulaire étant proportionnelle au quotient λ/d, toute condition imposée à ce paramètre peut être satisfaite moyennant une diminution de l'ouverture en même temps que de la longueur d'onde. Les ouvertures à haute résolution sont donc bien plus petites en lumière visible ou infrarouge qu'en hyperfréquences. De même, le fait que le laser fonctionne sur des fréquences plus élevées a pour conséquence que l'on peut transmettre de plus grandes largeurs de bande. Les largeurs de bande sont actuellement limitées par les circuits électroniques de modulation et de démodulation. Les systèmes en cours de développement utilisent la modulation d'amplitude. D'autres types de modulation (de fréquence, de phase, etc.) sont envisagés à échéance plus lointaine. ——— Par contre, les durées d'impulsion extrêmement courtes que permettent d'obtenir les types de laser décrits à la section 4 ci-dessus conduisent, dans la mesure des distances, à des valeurs de résolution que les radars à hyperfréquences ne peuvent pas égaler.

9. Conclusions

Les systèmes de télécommunication optiques utilisant le laser comme source de rayonnement sont en voie de développement. Ils répondent aux conditions requises pour l'établissement de liaisons à large bande, à grande vitesse et exemptes de brouillage entre des points de l'espace ou entre la Terre et l'espace. Les liaisons Terre-espace sont sujettes aux effets de l'atmosphère sur les rayonnements électromagnétiques de la partie visible du spectre et de son voisinage. Les liaisons espace-espace sont insensibles au bruit atmosphérique. La sensibilité aux brouillages peut être considérablement réduite, voire éliminée, moyennant l'emploi de faisceaux quasi parallèles à l'émission et de champs étroits à la réception. L'emploi de tels faisceaux permet en outre d'obtenir des p.i.r.e élevées avec des émetteurs de faible puissance, grâce à un accroissement du gain de directivité. Cela a pour contrepartie d'exiger des dispositifs de pointage et de poursuite très précis ainsi qu'un équipement spécial d'acquisition. Il en résulte que les avantages possibles des télécommunications par voie optique semblent résider dans les débits binaires élevés, les larges bandes de fréquences, les petites dimensions et le faible poids, plutôt que dans la simplicité et dans le faible prix de revient. Néanmoins, une fois l'expérimentation réussie, les liaisons optiques pourraient se banaliser et offrir une alternative aux hyperfréquences, en diminuant les contraintes imposées à l'engin spatial.

Les systèmes électro-optiques de mesure de distance par écho sont en voie de développement pour toutes sortes d'applications. Grâce à eux, on peut faire des mesures très précises, sans risque de perturbations, de la distance entre le détecteur et des cibles choisies. La plupart des lasers destinés à la mesure des distances seront probablement caractérisés par des faisceaux d'émission extrêmement concentrés et très directifs. Des faisceaux très étroits conviennent bien pour la poursuite à grand pouvoir séparateur, mais conviennent assez mal pour la «recherche». Il en résulte que les lasers destinés à la mesure des distances seront probablement mis en œuvre en association avec d'autres détecteurs moins précis, lesquels sont parfaitement appropriés pour les opérations de recherche dans le large champ que requiert l'acquisition d'une cible. La présence d'un bruit de fond provenant de sources naturelles et artificielles nécessitera une réalisation optique soignée.

ANNEXE I

APPLICATIONS DES LASERS DANS LES TÉLÉCOMMUNICATIONS

1. Introduction

La présente Annexe traite d'une application des lasers dans les télécommunications. La Fig. 5 est le diagramme fonctionnel d'un système de télécommunication optique unidirectionnel typique. L'ensemble d'émission, représenté à gauche, consiste en une source de rayonnement, une optique d'émission, un modulateur et un équipement asservi de pointage et de poursuite. L'ensemble de réception, représenté à droite, comporte une optique collectrice, un détecteur, un préamplificateur/amplificateur, un démodulateur, des organes électroniques de sortie et un équipement asservi de pointage et de poursuite. Le schéma de principe d'un système bidirectionnel serait semblable au précédent, mais devrait naturellement comporter un ensemble d'émission et un ensemble de réception à chacune de ses extrémités. Nous décrirons maintenant les organes constitutifs du système représenté sur la Fig. 5.

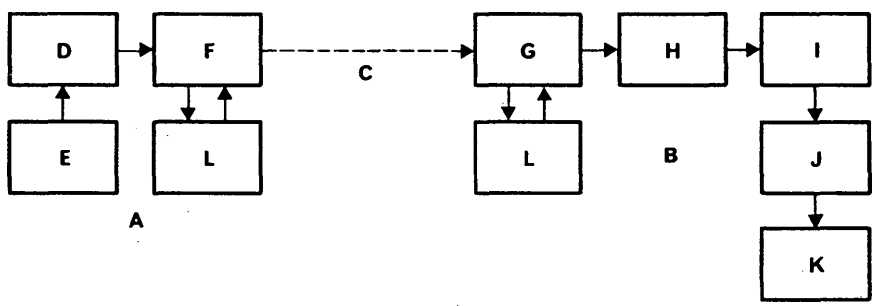


FIGURE 5 – *Diagramme fonctionnel d'un système de télécommunication optique type*

A: Emetteur
B: Récepteur
C: Faisceau lumineux modulé
D: Source de rayonnement (laser)
E: Modulateur
F: Optique d'émission
G: Optique de réception
H: Détecteur
I : Préamplificateur/amplificateur
J : Démodulateur
K: Electronique de sortie
L: Equipement asservi de pointage et de poursuite

2. Emetteurs

L'émission du laser peut être modulée soit directement, soit de l'extérieur par un dispositif optique, lequel doit être capable de modifier l'amplitude, la phase, la polarisation ou toute autre caractéristique du signal optique. L'optique d'émission est analogue à l'antenne directive d'un émetteur radioélectrique. Enfin, l'équipement asservi de pointage et de poursuite qui agit sur l'antenne sert, dans l'émetteur optique, à diriger le faisceau d'émission vers le récepteur tout comme dans un système radioélectrique. Une source d'énergie primaire et un équipement appropriés sont indispensables pour stimuler un laser déterminé, et l'efficacité d'une telle conversion de puissance est typiquement inférieure à 10%. ———— Toutefois, dans le cas du laser à semi-conducteur, l'efficacité de conversion peut atteindre 30 à 40%, voire plus selon la structure interne du composant.

3. Lasers

Il y a beaucoup de facteurs parmi lesquels il faudra faire des choix de compromis et qui présentent de l'importance lorsqu'on choisit un laser destiné à assurer un service de télécommunication.

Les lasers qui semblent actuellement présenter les meilleures possibilités pour les applications aux télécommunications spatiales sont les lasers solides, c'est-à-dire: les lasers à semi-conducteur en GaAsAl, ou éventuellement GaAsInP, les lasers Nd:YAG et les lasers Nd:YAG doublé en fréquence. (Les lasers à gaz posent de graves problèmes de spatialisation). Les lasers Nd:YAG et Nd:YAG doublé conviennent mieux aux émissions par impulsions; ils sont généralement modulés par une source extérieure, spécialement aux débits binaires élevés, en raison de leur longue durée de fluorescence (230 μs). Le laser Nd:YAG peut fournir des grandes puissances de sortie (jusqu'à 1 000 W), tandis que le laser Nd:YAG doublé ne peut actuellement fournir que des puissances beaucoup plus faibles car le cristal "doubleur" ($LiNbO_3$ ou $Ba_2NaNb_5O_{15}$) ne peut dissiper qu'une puissance limitée (risque de fracture du fait de points chauds localisés sur les impuretés). Les lasers GaAsAl sont les plus puissants et les lasers à semi-conducteur peuvent fournir jusqu'à 100 mW de puissance continue avec des structures monoruban ou quelques watts avec des réseaux. Toutefois, ces dernières produisent un champ lointain bilobe qui n'est pas adapté à l'application visée et nécessite un système à faisceau modelé. Les lasers GaAsInP ont actuellement des puissances maximales de quelques dizaines de milliwatts (prototypes de laboratoire). On peut trouver ces lasers dans des fenêtres spectrales assez larges (120 nm pour GaAsAl et 500 nm pour GaAsInP, la composition exacte des mélanges ternaire et quaternaire permet en effet d'ajuster la longueur d'onde dans une fenêtre relativement étroite (quelques nanomètres). Enfin, ces lasers peuvent être modulés directement avec un très bon rendement.

4. Modulateurs

Les modulateurs pour lasers à modulation directe sont constitués de dispositifs électroniques nécessaires pour piloter l'oscillateur du laser. La modulation directe est normalement réservée au cas des lasers à semi-conducteurs, comme les lasers GaAs , GaAsInP et au cas des lasers HeNe.

Les modulateurs extérieurs sont des organes que l'on insère dans le trajet optique d'émission et qui ont la propriété de pouvoir faire varier rapidement quelques caractéristiques du faisceau lumineux émis, conformément à l'information modulante. C'est ainsi que, pour produire une modulation d'amplitude ou de phase, on recourt à une cellule de Pockels et à des polariseurs rectilignes. La cellule de Pockels renferme un cristal dont le plan de polarisation tourne rapidement sous l'influence d'un champ électrique variable. ——————————
La cellule de Pockels renferme un cristal qui fait tourner la direction de polarisation d'une lumière incidente. —————————— En modulation d'amplitude, le faisceau lumineux du laser est d'abord polarisé par un prépolariseur rectiligne, puis il est modulé par la cellule de Pockels et il traverse enfin un analyseur de polarisation avant de se propager dans l'espace sous forme de faisceau lumineux modulé en amplitude. En modulation de phase, le faisceau est prépolarisé, modulé par la cellule de Pockels, puis se propage avec une amplitude lumineuse constante et un plan de polarisation variable. L'analyseur est, en pareil cas, inséré dans le trajet optique de réception.

Un autre type de modulateur est le système acoustico-optique, qui met à profit les variations photo-élastiques qui, dans un cristal, résultent de la propagation d'ondes acoustiques. Cet effet a été observé pour le GaAs, le $LiNbO_3$ et le As_2Se_3. On a également réalisé des systèmes magnéto-optiques à grenat ferro-magnétique (YIG) qui, sous l'effet d'un champ magnétique, sont le siège de phénomènes de polarisation rotatoire ou d'absorption optique.

5. Optique d'émission

L'optique d'émission constitue l'ouverture par laquelle le faisceau modulé est émis en direction du récepteur. Elle consiste en un télescope collimateur, un stabilisateur de trajet optique, un dispositif de guidage du faisceau, et comporte tous autres accessoires servant à émettre le faisceau. Il peut se faire par exemple que l'ouverture du faisceau soit si étroite (quelques microradians) que l'on doive prendre des mesures spéciales pour aligner les ouvertures de l'émetteur et du récepteur. Une façon d'établir une telle liaison consiste à disposer à chaque extrémité des phares à grande ouverture et des suiveurs de phare.

6. Milieu de transmission

Pour une liaison espace-espace, la propagation se fait dans l'espace libre. Pour les liaisons Terre-espace et espace-Terre, une partie du trajet emprunte l'atmosphère. Or, les effets de l'atmosphère sont encore plus importants dans le spectre visible et à son voisinage que dans le spectre radioélectrique. Parmi les effets qu'il y a lieu de prendre en considération à cet égard, on peut citer l'absorption, la diffusion de Rayleigh, la diffusion de Mie, la réfraction, la diffraction, la turbulence et la turbidité. Ces effets ne se combinent pas de façon linéaire et le résultat est difficile à prévoir dans le cas des grandes largeurs de bande de transmission. La Fig. 1 du

Rapport 681-2 (Dubrovnik, 1986) montre les niveaux d'absorption moléculaire due à l'atmosphère et le Rapport 883 donne de plus amples détails sur l'affaiblissement atmosphérique.

Les effets de l'atmosphère risquent d'interdire complètement l'établissement de liaisons de télécommunication optiques dans certaines zones géographiques, et d'en limiter sérieusement la portée dans certaines autres. On peut augmenter notablement les possibilités d'établissement d'une liaison espace-Terre ou Terre-espace en prévoyant pour les stations terriennes plusieurs emplacements très éloignés les uns des autres – mais cela augmente considérablement le prix de revient et la complexité du système.

Les liaisons espace-espace sont à l'abri des complications dues à l'atmosphère. Toutefois, le bruit de fond est, dans ce cas, tout aussi important que dans celui des liaisons Terre-espace et espace-Terre. Les rayonnements situés dans la partie visible du spectre ou à son voisinage et provenant du Soleil et des étoiles, de sources de lumière artificielles ou encore de réflexions sur la Terre, la Lune et les planètes sont tous détectables par le récepteur optique et l'on doit tenir compte de cette possibilité quand on fait le projet d'un système. Dans une application particulière, on cherchera le meilleur compromis entre le champ de vision, la distance focale et les dimensions de l'ouverture. Dans les systèmes de télécommunication par voie optique, on utilise également des circuits spéciaux de protection comportant des capteurs solaires afin d'éviter que le Soleil ne se trouve directement dans le champ de l'appareil.

7. Récepteurs

Pour l'optique et pour les équipements de pointage et de poursuite asservis, les considérations applicables à l'émission le sont également à la réception. L'erreur de pointage de l'optique du récepteur ne doit représenter qu'une faible partie de l'ouverture du faixceau (par exemple, de l'ordre d'un microradian ou moins). ——— L'énergie du faisceau émis est captée par une ouverture réceptrice stabilisée, orientable et directive; elle est ensuite concentrée sur la surface sensible d'un photodétecteur. Le signal électrique qui en résulte est amplifié puis démodulé, et l'information que l'on désirait transmettre est obtenue comme résultat de ces opérations.

Le récepteur dépend étroitement du type de modulation utilisé. Actuellement, la détection directe associée à une modulation d'amplitude, est le plus souvent envisagée. Mais le recours à une modulation de fréquence ou de phase imposerait une détection hétérodyne, voire mêmemhomodyne. Dans une telle configuration, le récepteur comprend, outre le détecteur lui-même, un oscillateur local et un système de recombinaison des faisceaux de l'oscillateur local et du signal reçu.

8. Détecteurs

Le détecteur est un transducteur qui transforme l'énergie modulée du rayonnement en un signal électrique. Il devrait être facile de traiter ce signal afin d'en extraire l'information qu'il transporte. Les détecteurs généralement utilisés sont des photomultiplicateurs, des photoconducteurs, des photoémetteurs, des bolomètres (pour les grandes longueurs d'onde, comme par exemple avec le laser à CO_2 qui émet sur 10,6 μm), etc. On connaît aujourd'hui de nombreux matériaux semi-conducteurs photosensibles pouvant servir de détecteurs, capables de donner toutes sortes de caractéristiques spectro-spacio-temporelles dans le spectre visible et dans l'infrarouge proche. Le choix, dans l'infrarouge lointain, est encore limité. Pour réduire le bruit thermique interne, on peut être amené à refroidir les détecteurs. Il existe deux sortes de systèmes de refroidissement: les systèmes passifs et les systèmes cryogéniques.

9. Traitement du signal

Le signal tel qu'il sort du détecteur doit être traité pour être utilisable. Après amplification, on obtient un signal de niveau capable d'agir sur un démodulateur ou sur quelque autre organe de traitement. On appelle démodulateur tout ensemble de circuits mis en œuvre pour extraire l'information contenue dans le signal de sortie du détecteur et pour l'appliquer aux circuits électroniques terminaux, à un pupitre d'affichage ou à tout autre dispositif de traitement ou d'utilisation: enregistreur, pupitre vidéo, écran cathodique, système à audiofréquences, haut-parleur, relais radioélectrique, etc.

10. Performances

Le niveau de puissance reçue par un récepteur optique est donné par:

$$p_R = p_T g_T g_R \left(\frac{\lambda}{4\pi S}\right)^2 L \qquad (2)$$

L = facteur de pertes = $\tau_A K$

$$p_R = p_T \left(\frac{4\pi A_T}{\lambda^2}\right)\left(\frac{4\pi A_R}{\lambda^2}\right)\left(\frac{\lambda}{4\pi S}\right)^2 \tau_A K$$

$$p_R = \frac{p_T}{\lambda^2 S^2} \pi \left(\frac{D_T}{2}\right)^2 \pi \left(\frac{D_R}{2}\right)^2 \tau_A K$$

$$p_R = \frac{\pi^2 p_T D_T^2 D_R^2 \tau_A K}{16 \lambda^2 S^2}$$

Le rapport signal/bruit pour une détection directe est donné par :

$$s/n = \frac{\rho^2 p_R^2 g^2 R_L}{2eB\left[(\rho p_R + \rho p_B + I_s) g^2 F R_L + I_b R_L\right] + 4kTB} \qquad (3)$$

Le rapport signal/bruit pour une détection hétérodyne s'écrit de façon simplifiée :

$$s/n = \frac{2\rho^2 p_L p_R g^2}{\left[2e\rho p_L g + \frac{4kT}{R_L}\right] B} \qquad (3')$$

c'est-à-dire que le rapport s/n optimal est obtenu quand le bruit quantique de l'oscillateur local est prépondérant par rapport au bruit thermique.

Dans ces formules:

- g_T: gain de l'antenne d'émission
- g_R: gain de l'antenne de réception
- p_R: puissance reçue (W)
- p_T: puissance de sortie de l'émetteur (W)
- D_T: diamètre de l'ouverture de l'émetteur (m)
- D_R: diamètre de l'ouverture du récepteur (m)
- S: distance (m)
- λ: longueur d'onde (m)
- τ_A: facteur de pertes dans l'atmosphère
- K: facteur de correction (généralement inférieur à 1) dû à l'erreur de pointage
- R_L: résistance de charge du détecteur (Ω)
- g: gain interne du détecteur
- ρ: réponse du détecteur (A/W)
- e: charge de l'électron (C)
- B: largeur de bande (Hz)
- p_B: puissance d'illumination du fond (W)

I_b : courant sombre (a) produit par la masse

I_s : courant (A) produit en surface

F: facteur de bruit du préamplificateur du récepteur

k: constante de Boltzmann

T: température du détecteur (K)

pL: puissance de l'oscillateur local

On peut se servir des deux formules ci-dessus pour apprécier les compromis entre le choix de la source et du détecteur, la largeur du faisceau de l'émetteur, l'ouverture du récepteur, la largeur de bande, etc. Dans le Tableau III sont indiquées les caractéristiques de systèmes typiques (lasers au Nd:YAG, au Nd:YAG doublé et au GaAsAl) déterminées d'après les formules (2) et (3) (modulation et détection directes).

TABLEAU III – *Caractéristiques de quelques systèmes typiques de télécommunication par laser*

Type de laser	Nd . YAG	Nd : YAG à fréquence doublée	GaAs Al
Longueur d'onde (μm)	1,06	0,53	0,85
Type de détecteur	Photomultiplicateur	Photomultiplicateur	Photodiode à avalanche au Si
Energie des photons (J)	$1,85 \times 10^{-19}$	$3,7 \times 10^{-19}$	$2,3 \times 10^{-19}$
Rendement quantique (%)	0,05	0,30	0,80
Nombre de photons par bit (pour un taux d'erreur sur les bits de 10^{-5}	400	67	87
Puissance moyenne reçue pour 400 Mbit/s (W)	3×10^{-8}	1×10^{-8}	8×10^{-9}
Diamètre de l'ouverture D_T de l'émetteur (m)	0,12	0,12	0,12
Demi-angle d'ouverture du faisceau émis (rad)	$5,6 \times 10^{-4}$	$2,8 \times 10^{-4}$	$4,5 \times 10^{-6}$
Diamètre de l'ouverture D_R du récepteur (m)	0,50	0,50	0,50
Portée (m)	4×10^7	4×10^7	4×10^7
Rendement du système	20 %	20 %	20%
Puissance émise (W)	0,12	0,01	0,02
Modulation	Extérieure	Extérieure	Directe

ANNEXE II

APPLICATIONS DES LASERS A LA MESURE DES DISTANCES

1. Introduction

La mesure des distances par écho au moyen d'ondes lumineuses est parfois appelée LIDAR (LIght Detection And Ranging). La présente Annexe examine les principes de fonctionnement et la technologie des systèmes LIDAR. Il étudie en outre les performances pratiques ainsi que les avantages et les inconvénients du matériel de ce système de mesure de la distance, notamment pour les besoins de la recherche spatiale.

2. Schéma de principe

La Fig. 6 est le diagramme fonctionnel d'un système LIDAR typique utilisant des ondes situées dans l'infrarouge ou dans le spectre visible pour des mesures actives de distance par écho. Un oscillateur laser émet une énergie électromagnétique cohérente qui est concentrée en un faisceau étroit au moyen d'un système de lentilles optiques et dirigée sur une cible. Cette cible réfléchit l'énergie, dont une partie retourne à la source. L'énergie ainsi réfléchie est recueillie par une ouverture optique réceptrice et concentrée sur un détecteur. L'émetteur et le récepteur peuvent partager la même ouverture optique «d'antenne» ou bien employer des lentilles différentes pour l'émission et pour la réception. On amplifie le signal de sortie du détecteur et on le compare au signal émis par le laser afin de mesurer le délai ou la différence de phase entre le signal émis et l'écho. Dans les systèmes fondés sur le délai, on travaille en émettant des impulsions; dans ceux qui reposent sur la différence de phase, on peut employer des ondes entretenues. La mesure du délai ou de la différence de phase dépend de la distance qui sépare la cible du détecteur du LIDAR. La valeur de la distance ainsi mesurée est affichée et/ou enregistrée en vue d'être utilisée par l'intermédiaire du détecteur.

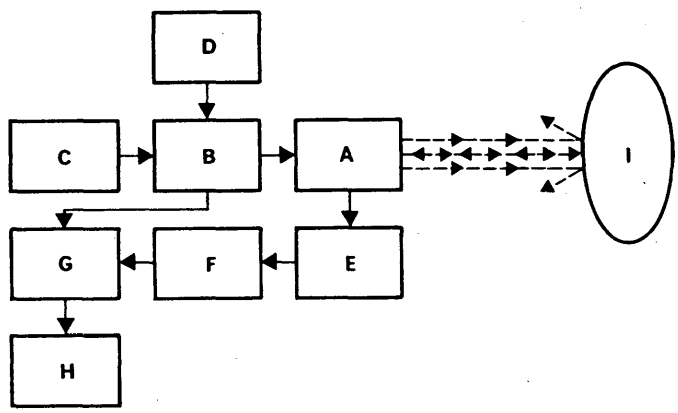


FIGURE 6 – *Diagramme fonctionnel du LIDAR*

A: Système optique
B: Laser
C: Alimentation
D: Modulateur
E: Détecteur
F: Préamplificateur/amplificateur
G: Compteur d'intervalle ou détecteur de phase
H: Affichage
I : Cible

3. Emetteurs

Les principaux éléments de l'émetteur sont le laser et le modulateur dont traitent les § 3 et 4 de l'Annexe I. Les lasers à rubis semblent également pouvoir convenir à des applications du LIDAR.

4. Récepteurs

La partie réceptrice d'un LIDAR comprend l'ouverture optique, un détecteur, un organe de traitement du signal (par exemple, un amplificateur avec seuil), un organe de comparaison (mesureur de différence de temps ou comparateur de phase) et un dispositif d'affichage. Lorsque l'ouverture est commune à l'émetteur et au récepteur, on doit installer un duplexeur optique, par exemple un séparateur de faisceau, afin d'isoler l'émetteur du récepteur tant qu'il le faut pendant les parties «émission» et «réception» du cycle de fonctionnement. On doit en outre avoir des mécanismes asservis d'orientation du faisceau et de poursuite pour l'acquisition et la poursuite de la cible. Les faisceaux LIDAR sont souvent si étroits que l'on ne peut pas s'en servir pour la «recherche», aussi associe-t-on normalement aux détecteurs à faisceau étroit un autre détecteur plus grossier tel que le radar. Le but de l'optique d'émission est de concentrer et de diriger le faisceau de départ; le but de l'ouverture de réception est de recueillir l'énergie lumineuse réfléchie par la cible.

L'écho lumineux à son retour contient des informations spatiales à partir desquelles on peut reconstituer une image de la cible. L'optique de réception chargée de fournir l'image dans un LIDAR est un assemblage de lentilles formant un objectif approprié à ce but. Il faut souvent prévoir en outre un système de redressement de l'image et un système de stabilisation de l'image, dans le trajet optique desquels se trouve placé l'objectif. On peut avoir recours à des dispositifs optiques et électroniques très variés afin de stabiliser le trajet optique. Pour satisfaire à des besoins particulièrement stricts, on utilise parfois plusieurs techniques de stabilisation de l'image.

Les types fondamentaux de détecteurs sont traités au § 8 de l'Annexe I. Pour les capteurs de mesure de distance chargés de fournir une image, le détecteur peut être un tube de télévision à faible niveau lumineux, comme un vidicon à commande d'émission secondaire (SEC: Secondary Emission Control), un vidicon au silicium ou un intensificateur d'image à créneau. Pour la mesure de la distance, le capteur d'image doit pouvoir être bloqué ou débloqué par un circuit de porte. On fait alors varier l'intervalle séparant l'instant de l'émission d'une impulsion de celui où la porte du récepteur est ouverte, jusqu'à ce que l'image de la cible semble être «éclairée en avant». On mesure cet intervalle et on le convertit en distance, que l'on affiche avec l'image.

Le traitement du signal diffère selon la conception du LIDAR. Par exemple, avec un détecteur ponctuel, on peut avoir des amplificateurs séparés dans la bande de base, avec seuil réglable incorporé pour détecter une impulsion d'écho. Le compteur d'intervalle de temps peut être un compteur de fréquence associé à une source de fréquence précise, déclenchée par l'impulsion de départ et arrêtée par l'impulsion d'écho. Un détecteur avec formation d'image peut comporter des amplificateurs vidéo et/ou un gain interne (par exemple, un intensificateur d'image) de manière à rehausser le niveau du signal afin de mettre en fonctionnement le dispositif d'affichage.

5. Milieu de transmission

Le LIDAR peut fonctionner soit en espace libre, soit à l'intérieur de l'atmosphère de la Terre. Les considérations relatives au milieu de transmission qui sont exposées au § 6 de l'Annexe I s'appliquent également dans le cas du LIDAR.

Le bruit de fond est, dans toutes les applications, un facteur important. Le récepteur électro-optique risque de détecter les émissions infrarouges et visibles en provenance du Soleil, des étoiles, de sources artificielles ou encore de réflexions sur la Terre, la Lune ou des planètes, et l'on doit tenir compte de cette possibilité quand on fait le projet d'un système. Dans une application particulière, on cherchera le meilleur compromis entre le domaine de vision, la distance focale et les dimensions de l'ouverture. Pour éviter les effets qui risquent de se produire si le Soleil se trouve directement dans le champ de l'appareil, on utilise aussi parfois des dispositifs spéciaux de protection comportant des capteurs solaires, tels que des iris automatiques, des régulateurs automatiques de lumière, des régulateurs automatiques de gain et autres.

6. Performances

Le niveau de puissance reçue par un récepteur optique est donné par la formule suivante, dérivée de l'équation du radar:

$$p_R \approx \frac{\pi\, p_T \tau_T M \rho \cos\theta\, D_R^2 \tau_R \exp(-2\sigma S)}{4\, S^2} \tag{4}$$

et le rapport de puissance «signal de crête/moyenne quadratique du bruit» est donné par:

$$\frac{\hat{s}}{n} \approx \frac{\beta^2 p_R}{2eB(\beta p_B + I_d) R_L g^2 + 2\, FkTB} \tag{5}$$

Dans ces formules:

p_R: puissance de crête du signal reçu (W)

p_T: puissance de crête de l'émetteur (W)

τ_T: facteur de transmission de l'optique d'émission

τ_R : facteur de transmission de l'optique de réception

ρ : facteur de réflexion de la cible

θ : angle d'incidence du faisceau sur la surface de la cible

S : distance (m)

D_R : diamètre de l'ouverture du récepteur (m)

σ : facteur d'affaiblissement atmosphérique (m^{-1})

R : distance réelle (m)

β : réponse du photodétecteur (A/W)

R_L : résistance de charge du détecteur (Ω)

g : gain interne du photodétecteur

e : charge de l'électron ($1{,}6 \times 10^{-19}$ C)

B : largeur de bande vidéo du récepteur (Hz) $\geqslant 0{,}5/t$

t : durée de l'impulsion

I_d : courant d'obscurité du détecteur (A)

F : facteur de bruit du récepteur

k : constante de Boltzmann ($1{,}38 \times 10^{-23}$ J/K)

T : température du détecteur (K)

p_b : puissance du rayonnement lumineux du Soleil reçue de la cible et du fond (W) et

$$p_b = -\frac{\pi (H_{\lambda S} B_0 + H_S X)\, \alpha_R^2\, D_R^2\, \tau_R}{16} \left\{ \rho \exp(-\sigma S) + \frac{\sigma S}{4\sigma} [1 - \exp(-\sigma S)] \right\} \qquad (6)$$

$H_{\lambda S}$: éclairement énergétique spectral du Soleil (W/m^2A, à la longueur d'onde de fonctionnement λ)

B_0 : largeur de bande du filtre optique du récepteur (Å – Angström)

H_S : éclairement énergétique du Soleil (W/m^2) dans toute la partie spectrale du détecteur

X : facteur de transmission du filtre optique du récepteur en dehors de la bande passante

α_R : ouverture du faisceau du récepteur (champ de vision) (radian)

α_T : ouverture du faisceau de l'émetteur

σ_S : facteur de rétrodiffusion atmosphérique (m^{-1})

Le facteur de géométrie M dépend de la relation qui existe entre le diamètre de la cible et les ouvertures des faisceaux à l'émission et à la réception. Trois cas sont à considérer, aussi y a-t-il trois valeurs différentes de M. Ces trois cas sont représentés sur la Fig. 7. Ce sont en bref les suivants:

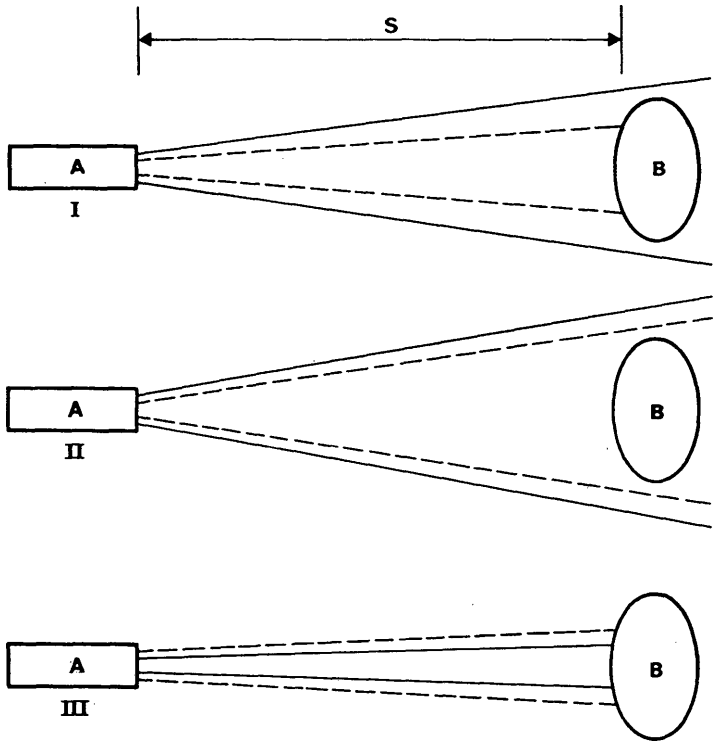
Cas I: L'ouverture du faisceau d'émission est plus grande que le champ de vision du récepteur, et le diamètre de la cible est plus grand que le champ de vision du récepteur. On a alors: $M = \alpha_R^2/\alpha_T^2$.

Cas II: L'ouverture du faisceau d'émission et le champ de vision du récepteur sont plus grands que le diamètre de la cible. On a alors: $M = D_T^2/\alpha_T^2 S^2$.

Cas III: Le champ de vision du récepteur est égal ou supérieur à l'ouverture du faisceau d'émission; l'ouverture du faisceau d'émission ainsi que le champ de vision du récepteur sont inférieurs au diamètre de la cible. On a alors: $M = 1$.

On peut se servir des relations précédentes pour juger des solutions de compromis à accepter en ce qui concerne le choix de la source et du détecteur, l'ouverture angulaire du faisceau d'émission, l'ouverture du récepteur, la largeur de bande, etc. On a fait des calculs des performances typiques pour quatre systèmes différents de mesure de distance. Ces calculs sont résumés dans les Tableaux IV et V ci-après. Le Tableau IV donne les valeurs des paramètres qui ont été tenus constants pour cette analyse. Le Tableau V résume les caractéristiques propres aux divers systèmes ainsi que leurs performances. Tous ces calculs portent sur les quatre combinaisons suivantes:

Laser à rubis	Photomultiplicateur S-20
Laser à rubis	Photodiode au silicium
Laser Nd:YAG	Photomultiplicateur S-1
Laser Nd:YAG	Photodiode au silicium



Cas I : $\alpha_R S < D_T$ et $\alpha_T > \alpha_R$

$$M = \frac{\alpha_R^2}{\alpha_T^2}$$

Cas II : $\alpha_R S > D_T$ et $\alpha_T S > D_T$

$$M = \frac{D_T^2}{\alpha_T^2 S^2}$$

Cas III: $\alpha_T S < D_T$ et $\alpha_R \geqslant \alpha_T$

$$M = 1$$

FIGURE 7 – *Relation entre l'ouverture du faisceau, le champ de vision, les dimensions de la cible et le facteur de géométrie M*

Ouverture du faisceau d'émission

Champ de vision du récepteur

A: Laser

B: Cible

S: Distance à la cible

TABLEAU IV – *Résumé des paramètres utilisés pour évaluer par le calcul les performances typiques de systèmes de mesure de distance comportant un laser*

Portée S	5 km
Durée de l'impulsion t	20 ns
Largeur de bande B	25 MHz
Diamètre de la lentille du récepteur D_R	7,1 cm (2,8 in)
Facteur de géométrie M	1
Ouverture du faisceau du récepteur α_R	1 mrad
Ouverture du faisceau de l'émetteur α_T	1 mrad
Facteur de réflexion de la cible ρ	1
Facteur de bruit du récepteur F	1,5
Résistance de charge du détecteur R_L	1000 ohms
Facteur de transmission de l'optique de réception τ_R	0,7
Facteur de transmission de l'optique d'émission τ_T	0,7
Angle d'incidence sur la cible θ	0°
Rapport signal/bruit $\hat{s}/n$ pour une probabilité de détection de 0,98 et un taux de fausse alarme de 1 impulsion sur 1000	53

TABLEAU V – *Performances typiques de systèmes de mesure de distance comportant un laser*

Laser:	Rubis	Rubis	Nd: YAG	Nd : YAG
Longueur d'onde λ (μm)	0,694	0,694	1,06	1,06
Détecteur	Photomult. (S-20)	Photodiode au Si	Photomult. (S-1)	Photodiode au Si
Facteur d'affaiblissement σ (km^{-1})	0,139	0,139	0,114	0,114
Facteur de transmission atmosphérique τ_A	0,499	0,499	0,565	0,565
Eclair énergétique spectral du Soleil $H_{\lambda S}$ (W/m^2 Å)	0,12	0,12	0,06	0,06
Facteur de transmission du filtre en dehors de la bande passante X	0	0	0	0
Facteur de rétrodif. σ_S (km^{-1})	0	0	0	0
Puissance reçue du fond p_b (W)	$1,66 \times 10^{-10}$	$1,66 \times 10^{-10}$	$4,6 \times 10^{-11}$	$4,6 \times 10^{-11}$
Bande passante du filtre optique B_O (Å)	40	40	20	20
Gain du détecteur g	5×10^4	1	$1,5 \times 10^5$	1
Courant d'obscurité de la cathode I_d (pA)	0,030	10^5	12,9	10^5
Réponse du détecteur β (A/W)	0,028	0,517	$3,5 \times 10^{-4}$	0,152
Puissance de crête du signal reçu p_S (W)	$1,23 \times 10^{-9}$	$2,5 \times 10^{-7}$	$1,64 \times 10^{-7}$	$8,48 \times 10^{-7}$
Précision de mesure de distance en mono-impulsion δR(m)				
$\delta R = \frac{C}{2B\sqrt{\bar{s}/n}}$ (mono-impulsion)	0,82	0,82	0,82	0,82

RAPPORT 222-5 *

INFLUENCES DU PLASMA ARTIFICIEL DANS LES LIAISONS AVEC DES ENGINS SPATIAUX

(Question 3/2)

(1963-1966-1970-1974-1978-1986)

1. Introduction

La présence d'un plasma, par exemple d'air ionisé, au voisinage d'un engin spatial et de ses antennes, est à l'origine de certaines difficultés de télécommunication. Il existe des plasmas naturels dans les ionosphères de la Terre et d'autres planètes, mais on observe également un «plasma solaire» dans l'espace interplanétaire, notamment au voisinage du Soleil. Les plasmas artificiels sont produits principalement par deux mécanismes:

- «gaz ionisés» provenant des systèmes de propulsion et de commande des engins spatiaux,
- «gaine de plasma» qui se forme autour d'un engin spatial qui entre dans l'atmosphère d'une planète.

Il y a lieu d'étudier deux effets importants des plasmas:

- l'influence sur le fonctionnement des antennes,
- l'influence sur la propagation des ondes radioélectriques.

Le présent Rapport contient un résumé des effets du plasma artificiel dans les liaisons avec des engins spatiaux. Une analyse plus détaillée est contenue dans le Rapport 222 (Genève, 1974 et 1982).

2 Résumé des effets d'un plasma lors de l'entrée dans l'atmosphère

L'influence d'un plasma sur les télécommunications au moment de l'entrée dans l'atmosphère dépend, dans une large mesure, de la nature de la mission, laquelle détermine la trajectoire et la réalisation matérielle de l'engin spatial. Dans de nombreux cas, on peut éviter, ou réduire à un minimum, l'affaiblissement des signaux au moment de la rentrée, en choisissant judicieusement la fréquence des signaux, l'emplacement de l'antenne et le type d'antenne. Les facteurs qui guident ce choix sont l'épaisseur du plasma, la fréquence des chocs, la nature du matériau d'ablation et la nature des phénomènes de déséquilibrage (par exemple, les plasmas du type à production ou recombinaison). Il faut aussi tenir compte de facteurs d'ordre pratique comme les besoins en énergie, les méthodes de modulation des signaux, les possibilités de poursuite des engins par la station et l'emplacement par rapport à l'engin spatial (angle d'observation).

Certains résultats expérimentaux donnent à penser que la fréquence critique de la gaine de plasma peut atteindre souvent des fréquences allant jusqu'à 1 et 10 GHz, et parfois même plus haut. On peut en conclure que des fréquences égales ou supérieures à 10 GHz sont nécessaires du point de vue technique pour certaines communications au moment de la rentrée dans l'atmosphère, surtout s'il s'agit de missions lunaires ou planétaires.

A ces fréquences, l'absorption dans les atmosphères planétaires peut être très importante. Le Rapport 719 donne quelques résultats intéressants concernant l'atmosphère terrestre. Il y est indiqué qu'il existe au-dessus de 60 GHz plusieurs «fenêtres» dans lesquelles l'absorption par les gaz atmosphériques peut avoir une valeur suffisamment faible. En revanche, ces données indiquent que l'affaiblissement dû aux précipitations troposphériques pourrait être prohibitif. A cet égard, on aurait peut-être intérêt à utiliser les fréquences voisines de 90 GHz et, peut-être, voisines de 140 GHz.

D'autres programmes expérimentaux ont montré que l'on comprend mieux les effets de la gaine de plasma lors de la rentrée. Il y a un excellent accord entre la théorie et les résultats de mesures en vol effectuées à des vitesses de rentrée au moyen d'antennes de recherche et de rangées de sondes électrostatiques immergées, sauf aux extrémités de la période d'affaiblissement du plasma [Akey et Cross, 1970; Grantham, 1970; NASA, 1971]. Les mesures faites par ces sondes sont concordantes, non seulement pour ce qui est de la densité de crête du plasma, mais aussi de son profil.

De plus, il est possible d'atténuer l'influence du plasma en modifiant le plasma lui-même, en adoptant par exemple des formes aérodynamiques (avant effilé ou pointu) pour obtenir une diminution de l'épaisseur du plasma, en injectant dans le champ de flux des produits liquides qui ont rétabli les signaux radioélectriques que le plasma aurait absorbés pendant la période d'affaiblissement [Akey et Cross, 1970] et en choisissant des matières d'ablation qui peuvent influer de façon sensible sur la densité du plasma [Grantham, 1970]. On pourrait, d'autre part, agir sur le système en appliquant un champ magnétique suffisamment intense, ou réaliser une fenêtre de propagation en mettant en œuvre le mode de propagation dit par sifflements (voir le Rapport 262). On pourrait aussi envisager de combiner ces différents procédés pour réduire les effets des gaines de plasma.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention de la Commission d'études 6.

3. Quelques considérations concernant l'influence des plasmas produits par les gaz d'échappement des fusées

Le plasma dû aux échappements est toujours produit dans la flamme des moteurs des fusées, mais il peut apparaître également dans d'autres systèmes de propulsion, par exemple des systèmes électriques. Compte tenu de son origine et des conditions aux limites différentes, ce plasma ne ressemble pas à un plasma produit lors de la rentrée dans l'atmosphère.

Pour pouvoir décrire ce plasma dû à l'échappement, il faut connaître les facteurs caractéristiques de la flamme, par exemple la composition du carburant et de l'oxydant, le rapport de mélange, les impuretés contenues dans les métaux alcalins, les caractéristiques des tuyères, les conditions cinétiques thermochimiques, la dynamique des gaz d'échappement, etc. Connaissant ces facteurs, ainsi que les conditions atmosphériques ambiantes, on peut en déduire la structure de la traînée d'échappement [Jensen et Wilson, 1975]. On connaît maintenant les variations de débit du gaz dues à la turbulence provoquée; on peut en tenir compte dans les calculs relatifs à la structure de la flamme d'échappement. Il se pose encore des problèmes à propos de l'emploi d'échappements multiples; il y a lieu de poursuivre leur étude.

Des études pratiques et théoriques ont permis d'élaborer des méthodes grâce auxquelles on peut prévoir approximativement l'influence des gaz d'échappement. Comme le plasma ne se présente pas comme une gaine entourant l'engin, les problèmes ne sont pas les mêmes que pour la rentrée dans l'atmosphère. La densité de ce plasma n'est pas la même et, d'autre part, il y a peu de chances pour que l'antenne soit entourée de plasma; on peut avoir, par conséquent, d'autres trajets de propagation (autres que ceux qui passent dans les régions les plus ionisées) [ELDO, 1966]. Les phénomènes provoqués par les plasmas sont l'absorption, la réfraction, la diffraction, la modulation d'amplitude et de phase. Lorsqu'un signal est complètement perdu, cela peut être dû aux effets conjoints de ces phénomènes. L'absorption dépend de la densité électronique et de la fréquence des chocs [Williams, 1965], dont la distribution approximative peut être déduite des caractéristiques du moteur. Une forte diffraction peut se produire au sein d'un gaz d'échappement où l'absorption est elle-même forte [Dang, 1974]. Une modulation parasite est provoquée par une diffusion vers l'avant, causée par un écoulement turbulent et agissant sur l'antenne. Des fréquences déplacées par effet Doppler, résultant des variations de vitesse à l'intérieur du gaz d'échappement, donnent naissance à des spectres qui sont fonction de la traînée. On obtient une bonne concordance entre les spectres mesurés expérimentalement et les spectres calculés [Williams, 1966; Williams et autres, 1971]. On a appliqué un traitement analogue à des résultats fournis par des échos radar (diffusion vers l'arrière). Un autre facteur important est le trajet de propagation par rapport aux gaz d'échappement; on n'a peut-être pas le droit de négliger systématiquement l'influence de la réfraction sur le trajet de l'onde [Kopp, 1966; Golden et autres, 1968].

A titre d'exemple, dans le cas d'une grande fusée utilisant des combustibles chimiques et lancée dans le vide, les gaz d'échappement au voisinage immédiat de la tuyère forment un plasma à haute pression dans lequel la fréquence des collisions des électrons est d'environ 10^{11} par seconde et dont la densité électronique est de 10^{16} à 10^{17} par m^3. Il s'agit donc d'une région d'amortissement intense sans résonances marquées (fréquences critiques). L'expansion ultérieure des gaz crée une zone intermédiaire entre la région où prédominent les collisions et un état exempt de collisions. La coupure radioélectrique due aux seuls effets de fréquence critique n'est possible que dans les régions de la traînée où la fréquence des collisions est inférieure à environ 10^8 par seconde. En raison de l'expansion des gaz, une fréquence de collisions de cet ordre est nécessairement associée à une faible densité électronique (10^{13} par m^3): cela veut dire qu'il est très probable que les fréquences radioélectriques jusqu'à 100 MHz, ou même inférieures, traverseront la flamme tout entière. Toutefois, l'affaiblissement total mesuré peut être important (10 à 30 dB) en raison uniquement des longs trajets à travers la flamme rencontrés dans certaines directions. On a cherché à vérifier expérimentalement les prévisions théoriques par des mesures faites au sol et au moment des lancements de fusées [McD. Cummings et Wilson, 1967; Wilson, 1967].

D'autres travaux ont porté sur l'amélioration des méthodes de prévision, en particulier, sur la dynamique des fluides, la représentation des fluctuations turbulentes et l'analyse des phénomènes chimiques qui se produisent à l'intérieur des gaz d'échappement. On a amélioré les calculs de dynamique des fluides en tenant compte dans ces calculs de la structure de l'onde de choc et en décrivant avec plus de précision les effets du vol vers l'avant sur la traînée, y compris la recirculation à la base. On dispose actuellement de méthodes pour déterminer un certain nombre de grandeurs de turbulence (longueur de turbulence et intensité de la turbulence) qui sont nécessaires pour décrire la diffusion électromagnétique par les gaz d'échappement. Dans le calcul de la traînée, on tient compte de l'influence des réactions chimiques se faisant à vitesse finie; cela est particulièrement important pour le calcul de la densité électronique, puisque cette densité est fortement influencée par les réactions chimiques se produisant à des altitudes basses et moyennes [Jensen et Pergament, 1971]. Dans ces études, on s'est principalement intéressé aux problèmes des fusées tactiques; néanmoins, les études en question sont complémentaires de celles relatives aux gaz d'échappement des engins spatiaux, et elles peuvent être reliées directement aux situations rencontrées dans les vols spatiaux.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

AKEY, N. D. et CROSS, A. E. [1970] Radio blackout alleviation and plasma diagnostic results from a 25 000 foot-per-second blunt-body re-entry. NASA TN D-5615.

DANG, N. D. [1974] Diffraction of electromagnetic waves by plasma and dielectric cylinders. Thèse du Queen Mary College, University of London.

ELDO [7 décembre 1966] A vehicle frontal ionization effect on the radiation of the third stage telemetry antennae. Rapport technique N° 3, Selenia Research Dept. TR-66/347.

GOLDEN, K. E., TAYLOR, E. C. et VICENTE, F. A. [septembre 1968] Diffraction by rocket exhausts. *IEEE Trans. Ant. Prop.*, Vol. AP-16, 614-616.

GRANTHAM, W. L. [1970] Flight results of a 25 000 foot-per-second re-entry experiment using microwave reflectometers to measure plasma electron density and standoff distance. NASA TN D-6062.

JENSEN, D. E. et PERGAMENT, H. S. [1971] Effects of non-equilibrium chemistry on electrical properties of solid propellant rocket exhaust plumes. *Combustion and Flame*, Vol. 17, 115-124.

JENSEN, D. E. et WILSON, A. S. [1975] Prediction of rocket exhaust flame properties. *Combustion and Flame*, Vol. 25, 43.

KOPP, E. H. [juillet 1966] Theoretical study into radio wave propagation through rocket exhaust jets. Rapport annuel de l'Université de Leeds LU/EE/67/08.

McD. CUMMINGS, G. A. et WILSON, A. S. [janvier 1967] Comparison of the computed and observed radio attenuation in the exhaust plume of Blue Streak. UK Rocket Propulsion Establishment, Memo. Tech. 424.

NASA [1971] The entry of plasma sheath and its effects on space electromagnetic systems. Vol. I, NASA SP-252.

WILLIAMS, H. [1965] Radio propagation through rocket exhaust jets. Partie 1, Electromagnetic wave propagation in an ionized medium. C. P. N° 764, HMSO, Londres.

WILLIAMS, H. [1966] A simple model of radio scattering in rocket exhaust jets. UK Rocket Propulsion Establishment, Rapport technique N° 66/11.

WILLIAMS, H., WILSON, A. S. et BLAKE, C. C. [1971] Scattering from a turbulent rocket exhaust jet by a plane wave. *Electron. and Lett.*, Vol. 7, **19**.

WILSON, A. S. [avril 1967] A further study of radio telemetry interference effects in the exhaust plume of the Blue Streak satellite launching vehicle. UK Rocket Propulsion Establishment, Memo. Techn. 432.

BIBLIOGRAPHIE

PERGAMENT, H. S. et CALCOTE, H. F. Thermal and chemi-ionization processes in after-burning rocket-exhausts – 11e Colloque international sur la combustion, sous les auspices du Combustion Institute, Pittsburgh, Pennsylvanie.

WILSON, A. S. [décembre 1966] The determination of the flow fields of rocket exhaust plumes by the method of characteristics. UK Rocket Propulsion Establishment, Memo. Techn. 422.

RAPPORT 1119*

METHODE DE CALCUL DE L'AFFAIBLISSEMENT, DE LA TEMPERATURE DE BRUIT ET DE LA QUALITE DE FONCTIONNEMENT DES LIAISONS DE TELECOMMUNICATION POUR LE CHOIX DES BANDES DE FREQUENCES A UTILISER DE PREFERENCE POUR LA RECHERCHE SPATIALE

(Question 22/2)

(1990)

1. Introduction

Le choix des bandes de fréquences radioélectriques qu'il est préférable d'utiliser pour un service radioélectrique donné est fondé en partie sur l'analyse de la qualité des liaisons en fonction de la fréquence. La qualité des liaisons varie selon les caractéristiques de propagation subordonnées à la fréquence et les équipements utilisés. Le présent Rapport contient une méthode de calcul de la qualité de fonctionnement des liaisons de télécommunication telle qu'elle est influencée par l'affaiblissement et la température de bruit pour un ensemble hypothétique de caractéristiques des équipements. Il a pour but de montrer comment les renseignements sur la propagation fournis par la Commission d'études 5 du CCIR peuvent être utilisés par la Commission d'études 2 pour l'étude des liaisons de télécommunication entre la Terre et l'espace.

Le Rapport 683-2 (Genève, 1986), intitulé Bandes de fréquences préférées pour la recherche dans l'espace lointain dans la gamme de 1 à 20 GHz, est un exemple d'utilisation des courbes de qualité de fonctionnement des liaisons pour le choix des bandes de fréquences préférées. Selon ce rapport, les bandes de fréquences préférées sont celles qui permettent d'obtenir la meilleure qualité de fonctionnement des liaisons en termes de rapport signal/bruit.

Le choix des bandes préférées peut être également déterminé en partie par d'autres facteurs tels que les caractéristiques d'exploitation et les besoins de tel ou tel service. Ces facteurs ne sont toutefois pas pris en considération dans le présent Rapport.

2. Références

La méthode et les calculs décrits ci-après sont fondés sur les renseignements contenus dans les références suivantes:

1. Recommandations et Rapports du CCIR, 1986, Volume V, Propagation dans les milieux non ionisés, Union internationale des télécommunications, Genève, 1986

Rapport 563-3, Données radiométéorologiques

Rapport 564-3, Données sur la propagation et méthodes de prévision nécessaires pour les systèmes de télécommunication Terre-espace

Rapport 719-2, Affaiblissement par les gaz de l'atmosphère

* Ce Rapport doit être porté à l'attention de la Commission d'études 5.

Rapport 720-2, Emissions radioélectriques produites par les sources naturelles à des fréquences supérieures à 50 MHz environ

Rapport 721-2, Affaiblissement dû au hydrométéores en particulier aux précipitations, et autres particules atmosphériques

2. Bell Telephone Labs. Inc. [1971] Transmission Systems for Communications. 4e édition revisée.

Remarque - Certains de ces rapports peuvent avoir subi des modifications. Aussi convient-il de s'assurer que l'on dispose des données de propagation les plus récentes pour faire les calculs proposés dans le présent Rapport.

Les courbes des fréquences préférées figurant dans le Rapport 683-2 sont fondées sur des calculs effectués conformément aux données des Rapports et des Recommandations du CCIR, 1978, Volume V, Propagation dans les milieux non ionisés, Kyoto, 1978. Ces rapports ont été considérablement remaniés.

3. Méthodes de calcul

Une analyse pas à pas des calculs nécessaires pour choisir les bandes de fréquences préférées figure dans l'Annexe I. Pour une présentation plus commode de la méthode et pour la clarté de l'exposé, les calculs ont été groupés en cinq sections:

- Calculs de l'affaiblissement et de la température de bruit par atmosphère claire (sans pluie ou nuages)
- Calcul des effets de la pluie sur l'affaiblissement et la température de bruit
- Calcul de l'affaiblissement et de la température de bruit par atmosphère avec pluie
- Calcul de la qualité de fonctionnement des liaisons par atmosphère claire (sans pluie ou nuages)
- Calcul de la qualité de fonctionnement des liaisons par atmosphère avec pluie

Remarque - Pour un trajet de propagation espace-Terre dans une atmosphère avec pluie, l'affaiblissement est égal à la somme de l'affaiblissement par atmosphère claire sur le trajet et de l'affaiblissement supplémentaire dû à la pluie sur le trajet. L'affaiblissement dû à l'atmosphère et l'affaiblissement dû à la pluie sont calculés séparément. Voir le point 2 du Rapport 564-2.

La température de bruit du ciel attribuée à l'atmosphère pluvieuse est calculée en fonction de l'affaiblissement total et n'est pas égale à la somme des températures de bruit que l'on pourrait calculer pour chacune des deux composantes de l'affaiblissement total.

L'Annexe I contient des tableaux qui illustrent chaque étape des cinq cas susmentionnés.

4. Examen des données relatives à la propagation

Les données de propagation nécessaires pour calculer le niveau de qualité des liaisons figurent dans cinq rapports de la Commission d'études 5. Nombre d'entre elles sont fondées sur des mesures faites à des moments et à des endroits différents dans le monde. Ces données empiriques sont souvent présentées sous forme de tableaux et de graphiques ou de formules mathématiques obtenues à l'aide d'une technique d'ajustement des courbes.

Il importe que l'analyse fondée sur ces données comporte des références claires à une version particulière du rapport utilisé. En effet, certaines des données peuvent changer avec les révisions successives du rapport en question. Les courbes figurant dans le Rapport 683-2 de 1986, par exemple, sont fondées sur des données relevées dans la version 1978 du Volume V.

Il est également important de savoir que certaines des équations qui décrivent les paramètres liés à la fréquence ne sont utiles que dans certaines gammes de fréquences bien précises. Il est généralement fait état de trois limitations de la fréquence en ce qui concerne les équations énumérées dans l'Annexe I, mais le lecteur est invité à se référer à chacun des rapports dont les équations sont tirées.

Les renseignements communiqués dans les rapports de la Commission d'études 5 sont généralement clairs en ce qui concerne les données et la manière de les utiliser à l'exception peut-être du calcul de l'affaiblissement causé par les composants gazeux de l'atmosphère, qui sont l'oxygène et la vapeur d'eau. L'affaiblissement causé par chacun de ces composants est donné par le produit d'un affaiblissement spécifique par unité de longueur et d'une longueur de trajet correspondante. Cette dernière est exprimée sous la forme d'une altitude équivalente. Les formules permettant de calculer l'affaiblissement spécifique et l'altitude équivalente figurent dans le Rapport 719. Dans leur forme élémentaire, ces formules partent de l'hypothèse que la station terrienne est située au niveau de la mer.

Il convient d'apporter des corrections aux valeurs de l'affaiblissement spécifique et de l'altitude équivalente afin de tenir compte de l'altitude de la station terrienne au-dessus du niveau de la mer. En ce qui concerne la vapeur d'eau, il convient d'apporter une correction en fonction de l'altitude équivalente. (Dans la pratique, la correction est négligeable dans le cas du trajet entre un satellite et une station terrienne.) Par ailleurs, on tient compte de la relation entre l'affaiblissement spécifique dû à la vapeur d'eau et l'altitude en utilisant la densité de la vapeur d'eau à l'altitude de la station plutôt qu'au niveau de la mer.

En ce qui concerne l'oxygène, la correction s'applique uniquement à l'altitude équivalente. Cette correction suffit, compte tenu de l'hypothèse implicite selon laquelle l'affaiblissement spécifique varie, d'une manière exponentielle, en fonction de l'altitude.

5. Types d'examen pour le choix des fréquences

L'analyse décrite en Annexe porte sur une liaison espace vers Terre assurée avec un équipement idéal et limitée, pour cette raison, uniquement par des phénomènes naturels. D'une manière plus générale, on dispose de quatre types d'analyse pour les liaisons entre un engin spatial et la Terre:

1) liaison espace vers Terre, limitée uniquement par des phénomènes naturels;

2) liaison espace vers Terre, compte tenu des effets de l'équipement;

3) liaison Terre vers espace, limitée uniquement par des phénomènes naturels

4) liaison Terre vers espace, compte tenu des effets de l'équipement.

En ce qui concerne la liaison espace vers Terre, la température de bruit du système de réception doit inclure l'effet du bruit de fond cosmique et galactique ainsi que celui de l'atmosphère.

En ce qui concerne la liaison Terre vers espace, les éléments qui contribuent à la température de bruit du système de réception de l'engin spatial sont également le bruit de fond cosmique et galactique, alors que la contribution de l'atmosphère de la Terre peut être relativement faible. Dans le cas des sondes explorant l'espace lointain, la Terre occupe une partie à ce point réduite du diagramme de rayonnement de l'antenne de réception que la contribution de l'atmosphère à la température de bruit est négligeable. Il faut toutefois tenir compte de l'affaiblissement dû à l'atmosphère dans l'analyse de la liaison car il influe directement sur la puissance du signal reçu.

Il est utile de considérer des liaisons assurées par deux types d'antenne. La première liaison comporte des antennes d'émission et de réception ayant un diamètre fixe; dans ce cas, le gain des deux antennes varie avec la fréquence. Dans la deuxième liaison, on suppose qu'une des antennes a un diamètre fixe et que l'autre a une ouverture de faisceau fixe. Dans ce cas, le gain de l'antenne à ouverture de faisceau fixe est pratiquement indépendant de la fréquence. Un exemple de ce cas est celui de l'utilisation, à bord d'une station spatiale, d'une antenne omnidirective qui permet d'établir des communications lors des manoeuvres de correction de trajectoire ou d'une perte de contrôle de l'orientation.

La forme des courbes de qualité de fonctionnement des liaisons dépend des types d'antenne envisagés.

6. Choix des bandes de fréquences préférées

Les calculs décrits dans l'Annexe I servent à établir deux séries de courbes de qualité de fonctionnement des liaisons. Dans la première, on se fonde sur trois hypothèses: les équipements sont parfaits, les antennes sont idéales, avec un gain qui varie comme le carré de la fréquence ou avec une ouverture de faisceau (gain) constante par rapport à la fréquence. La puissance de l'émetteur est supposée constante, indépendamment de la fréquence, et la température de bruit du système de réception est négligée. L'objectif de ces hypothèses est de permettre le choix de bandes de fréquences préférées uniquement en fonction des limites imposées par les phénomènes naturels.

La deuxième série de courbes tient compte des variations, en fonction de la fréquence, d'une série particulière de paramètres des équipements. Certains paramètres de l'antenne de la station terrienne dépendent également de l'angle de site, variations dont il est également tenu compte. Les facteurs pris en considération sont la variation du gain de l'antenne en fonction de l'angle de site, la contribution à la température de bruit de la Terre "chaude" couplée par la structure supportant le dispositif d'alimentation et la diffraction de l'éclairement, ainsi que la température de bruit des équipements de réception. L'inclusion de ces facteurs permet de choisir des bandes de fréquences préférées pour une liaison sans négliger les caractéristiques concrètes des équipements.

En examinant la qualité de fonctionnement des liaisons actuellement réalisables et celle des liaisons idéales, il est possible d'identifier des bandes de fréquences préférées pour le présent, mais aussi pour le futur, lorsque les équipements seront encore améliorés.

On trouve, dans le Rapport 683-2, des exemples de ces deux types de courbes. Un exemple supplémentaire de la qualité de fonctionnement qu'il est possible d'atteindre avec un équipement idéal est donné dans la Figure 1. Celle-ci montre les courbes pour un trajet espace vers Terre, calculées suivant la méthode décrite dans l'Annexe I. On part de l'hypothèse que l'équipement est parfait, notamment que les antennes d'émission et de réception ont un

diamètre fixe. Si l'on souhaite choisir des bandes de fréquences dans la gamme 1 à 20 GHz qui permettent d'obtenir une qualité de fonctionnement proche d'environ 1 dB du maximum possible, les courbes et les données correspondantes aboutissent, pour un angle de site de 30 degrés, aux résultats suivants:

CONDITIONS DE PROPAGATION	BANDE DE FREQUENCES PREFEREE
Atmosphère claire (sans pluie ou nuages)	12,5 - 19,2 GHz
Atmosphère claire avec 0,1% de pluie	4 100 - 9 400 MHz

Remarque - Ces résultats diffèrent de ceux qui figurent dans le Rapport 683-2; en effet ils sont fondés sur des données de propagation plus récentes et sur un taux de pluie dépassé pendant 0,1% au lieu de 0,001% du temps.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

Bell Telephone Labs. Inc. [1971] Transmission Systems for Communications. 4e édition revisée.

ANNEXE I

Méthode de calcul

1. Introduction

La présente Annexe contient des calculs de la qualité de fonctionnement des liaisons espace vers Terre par atmosphère claire d'une part et par atmosphère avec pluie d'autre part. Dans les Tableaux I à V sont énumérés les divers paramètres entrant dans les calculs, comme suit:

I. Affaiblissement et température de bruit en fonction de la fréquence, de l'angle de site et de la densité de vapeur d'eau pour la propagation par atmosphère claire.

II. Affaiblissement et température de bruit résultant de la pluie seule, en fonction de la fréquence, de l'angle de site et du taux de précipitation.

III. Affaiblissement et température de bruit pour un trajet de propagation par atmosphère avec pluie, compte tenu des données du Tableau II.

IV. Qualité de fonctionnement d'une liaison pour un ensemble hypothétique de paramètres d'émetteur, d'antenne et de distance, compte tenu des données du Tableau I relatives à l'affaiblissement et à la température de bruit.

V. Qualité de fonctionnement d'une liaison pour un ensemble hypothétique de paramètres d'émetteur, d'antenne et de distance, compte tenu des données du Tableau III relatives à l'affaiblissement et à la température de bruit.

Les tableaux montrent les divers paramètres et valeurs pour quelques fréquences. En déterminant les bandes de fréquences préférées, on utilise une série beaucoup plus importante de fréquences. Ces tableaux ont été élaborés au moyen d'un tableur du commerce.

Remarque - Les valeurs énumérées dans les tableaux sont les résultats de calculs analytiques. Il convient de ne pas en déduire que ces valeurs dont la précision est de l'ordre de plusieurs décimales reflètent l'exactitude des données de propagation sous-jacentes ou des formules analytiques associées. La prévision de la qualité de fonctionnement réelle de la liaison avec la précision indiquée n'est généralement pas possible.

Pour chaque ligne de chaque tableau, le paramètre ou le calcul en question est décrit et, généralement, une section d'un rapport est citée en référence. Chaque référence à un rapport du CCIR implique qu'il s'agit de la version 1986 ainsi que des modifications ultérieures approuvées par la Commission d'études 5.

2. Calculs pour une atmosphère claire (sans pluie ou nuages)

Le Tableau I contient des valeurs calculées de l'affaiblissement causé par l'atmosphère et de la température de bruit causée par les effets combinés du bruit de fond cosmique, du bruit de fond galactique et de la température de bruit liée à l'affaiblissement produit par l'atmosphère. Les calculs figurant dans le Tableau I s'appliquent à une atmosphère claire (sans pluie ou nuages). Les calculs, correspondant aux numéros de ligne situés à gauche du tableau, se font de la manière suivante:

Ligne 7. Densité de la vapeur, en g/m^3: densité de la vapeur d'eau dans l'atmosphère prise comme hypothèse pour le calcul considéré.

Ligne 8. Altitude de la station, en km: altitude de la station terrienne au-dessus du niveau de la mer. L'exemple donné dans le Tableau I est 0,81 km pour la station de recherche dans l'espace lointain de Madrid (Espagne).

Ligne 10. Fréquence, GHz: fréquence radioélectrique utilisée pour le calcul considéré.

Ligne 12. Ho', en km: hauteur équivalente d'oxygène à l'altitude de la station terrienne. La valeur Ho' est dérivée d'une correction de la valeur de Ho, hauteur équivalente d'oxygène au niveau de la mer et, pour des fréquences < 57 GHz, donnée par:

$$Ho\ (e^{(-\text{altitude de la station}(Ho))}\ \text{km}$$

où Ho = 6 km au niveau de la mer

Voir le § 3.2 du Rapport 719-2.

Ligne 13. Ogamma, en dB/km: affaiblissement spécifique au niveau du sol dû à l'oxygène, à une température de 15 degrés C et, pour des fréquences < 50 GHz, donné par:

$$\left(7{,}19 \times 10^{(-3)} + \frac{6{,}09}{f^2 + 0{,}227} + \frac{4{,}81}{(f-57)^2 + 1{,}50}\right) f^2 \times 10^{(-3)}\ \text{dB/km}$$

Voir le § 2 du Rapport 719-2.

Ligne 14. Hw', en km: hauteur équivalente de vapeur d'eau à l'altitude de la station terrienne. La valeur Hw' est dérivée d'une correction de la valeur de Hw, hauteur équivalente de vapeur d'eau au niveau

de la mer. La correction est telle que, pour un trajet entre une station terrienne et un satellite, Hw' = Hw. Pour des fréquences < 350 GHz, la valeur Hw est donnée par:

$$2{,}2 + \frac{3}{(f-22{,}3)^2 + 3} + \frac{1}{(f-183{,}3)^2 + 1} + \frac{1}{(f-323{,}8)^2 + 1} \quad \text{km}$$

Remarque - Pour les fréquences inférieures à 57 GHz, seuls les deux premiers termes de la formule sont nécessaires.
Voir le § 3.2 du Rapport 719-2.

Ligne 15. Wgamma, en dB/km: affaiblissement spécifique au niveau du sol dû à la vapeur d'eau pour une température de 15 degrés C, rho < 12 g/m^3 et des fréquences < 350 GHz, donné par:

$$\left(0{,}067 + \frac{3}{(f-22{,}3)^2 + 7{,}3} + \frac{9}{(f-183{,}3)^2 + 6} + \frac{4{,}3}{(f-323{,}8)^2 + 10}\right)$$

$$(\text{rho} \times f^2 \times 10^{(-4)}) \quad \text{dB/km}$$

où rho est la densité de la vapeur d'eau à l'altitude de la station.

Remarque - Pour les fréquences inférieures à 57 GHz, seuls les deux premiers termes de la formule entre parenthèses sont nécessaires.

Voir le § 2 du Rapport 719-2.

Ligne 17. Temp. galact. @ 408 MHz, K: température galactique pour une région particulière du ciel; elle est utilisée pour calculer la température de bruit galactique pour d'autres fréquences pour la même région du ciel. Dans le cas du Tableau I, on a choisi arbitrairement une valeur de 30 K.

Voir le § 4 du Rapport 720-2.

Ligne 18. Temp. galact., K: température calculée pour une fréquence particulière, donnée par:

(Température galactique @ 408 MHz)(Fréquence/0,408)$^{(-2,75)}$) K

Voir le § 4 du Rapport 720-2.

Ligne 19. Bruit cosmique, W/Hz: densité spectrale de puissance du bruit de fond cosmique, donnée par:

$$\frac{hf}{e^{(hf/kT)} - 1} \quad \text{W/Hz}$$

où h = 6,626 x $10^{(-34)}$ joules/seconde (constante de Planck)

f = fréquence en Hz

k = 1,3806 x 10^{-23} joules/K (constante de Boltzman)

T = température de bruit, considérée comme étant de 2.7 K

Bell Telephone Labs. Inc. [1971] Transmission systems for Communications. 4e édition revisée.

Ligne 20. Temps cosmique, K: température du bruit de fond cosmique, donnée par:

(bruit cosmique)/k K

où k est la constante de Boltzman, soit 1,3806 x $10^{(-23)}$ joules/K

Ligne 21. Cosmique + galactique, K: somme des températures de bruit cosmique et galactique à une fréquence particulière, donnée par:

(température cosmique) + (température galactique) K

Ligne 23. Aff. zénith, dB: affaiblissement unidirectionnel à travers l'atmosphère dans la direction du zénith, donné par:

(HO'x Ogamma) + (HW' x Wgamma) dB

Voir le § 3.2.1 du Rapport 719-2.

Ligne 24. Bruit atm zénith, K: température de bruit causée par l'atmosphère dans la direction du zénith, donnée par:

280 $(1-10^{(-A\ (dB)/10)}$K

où 280 est la température rayonnante moyenne de l'atmosphère et A (dB) l'affaiblissement unidirectionnel à travers l'atmosphère dans la direction du zénith.

Voir le § 2. Eq. (8) du Rapport 720-2.

Ligne 25. Cosmique + galactique zénith, K: somme des températures de bruit cosmique et galactique, telle que réduite par l'affaiblissement zénithal, donnée par:

$$\frac{\text{(cosmique + galactique)}}{e^{(A\ (dB)/4,34)}} \quad K$$

Voir le § 2, Eq. (8) du Rapport 720-2.

Ligne 26. Bruit total zénith, K: somme de la température de bruit atmosphérique zénithale et de la température de bruit zénithale cosmique + galactique, donnée par:

bruit atmosphérique zénithal + bruit zénithal cosmique + galactique K

Ligne 29. Angle de site, deg,: angle de site de l'antenne de la station terrienne pour le calcul en question.

Ligne 30. Aff. site, deg,: affaiblissement unidirectionnel à travers l'atmosphère à l'angle de site en question; pour les angles de site supérieurs à 10 degrés, donné par:

affaiblissement zénithal/sin (angle de site) dB

Voir le § 3.2.1 du Rapport 719-2.

Ligne 31. Bruit atm site, K: température de bruit causée par l'atmosphère dans la direction de l'angle de site, donnée par:

$$280\ (1 - 10^{(-B\ (dB)/10)})\ K$$

où 280 est la température rayonnante moyenne de l'atmosphère et B (dB) l'affaiblissement unidirectionnel à travers l'atmosphère dans la direction de l'angle de site.

Ligne 32. Cosmique + galactique site, K: somme des températures de bruit cosmique et galactique telle que réduite par l'affaiblissement à l'angle de site en question, donnée par:

$$\frac{(\text{cosmique} + \text{galactique})}{e^{(B(dB)/4,34)}} \quad K$$

où B est l'affaiblissement unidirectionnel à travers l'atmosphère dans la direction de l'angle de site.

Ligne 33. Bruit total site, K: somme du bruit atmosphérique et du bruit cosmique + galactique à l'angle de site en question, donnée par:

bruit atmosphérique site + cosmique site + galactique site K

Ligne 34. Bruit site, en dBW/Hz: densité spectrale de la puissance de bruit correspondant au bruit total du site, donnée par:

$$-228,6 + 10 \log (\text{bruit total site})\ dBW/Hz$$

où -228,6 est l'expression logarithmique de la constante de Boltzman, soit $1,3806 \times 10^{(-23)}$ joules/K.

Les lignes 37 à 42 et 45 à 50 sont similaires aux lignes 29 à 34, sauf en ce qui concerne les effets des angles de site différents.

3. Calcul des effets de la pluie

Le Tableau II contient des données relatives à l'affaiblissement et à la température de bruit résultant des effets de la pluie (hydrométéores) seule, compte non tenu des effets des gaz de l'atmosphère. Les calculs correspondant aux numéros de ligne situés à gauche du tableau, se font de la manière suivante:

Ligne 7. Latitude station, deg,: latitude de la station terrienne. L'exemple donné dans le Tableau II est une latitude de 40 degrés correspondant à la station terrienne pour la recherche dans l'espace lointain située à Madrid (Espagne).

Ligne 8. Altitude station, km: altitude de la station terrienne au-dessus du niveau de la mer: 0,81 km pour Madrid (Espagne).

Ligne 9. Taux pluie, mm/h: taux de pluie dépassé pendant 0,01% de l'année, soit dans le cas de cet exemple 32 mm/h pour Madrid (Espagne) (zone hydrométéorologique H).

Voir le § 2.2.1.1, phase 5, du Rapport 564-3 ainsi que la Figure 12 et le Tableau I du Rapport 563-3.

Ligne 10. Hauteur pluie, km, donnée par:

4,0 km pour lat < 36 deg

4,0 - 0,075 (lat - 36) pour lat = > 36 deg

où lat est la latitude de la station terrienne.

Voir le § 2.2.1.1, phase 1, du Rapport 564-3 et le § 4.4.3 du Rapport 563-3.

Ligne 12. Fréquence, GHz.

Ligne 14. Coeff kH: coefficient utilisé pour estimer l'affaiblissement spécifique dû à la pluie.

Voir le § 2.5 et le Tableau I du Rapport 721-2.

Pour les valeurs de kH qui ne figurent pas dans le Tableau, la formule d'interpolation est:

$$\log kH = \frac{\log kH2 - \log kH1}{\log f2 - \log f1} (\log f - \log f1) + \log kH1$$

où les chiffres 2 et 1 se réfèrent aux valeurs supérieure et inférieure du tableau entre lesquelles se situe la valeur inconnue.

Ligne 15. Coeff kA: coefficient utilisé pour estimer l'affaiblissement spécifique dû à la pluie.

Voir le § 2.1 et le Tableau I du Rapport 721-2.

Pour les valeurs de kA qui ne figurent pas dans le tableau, la formule d'interpolation est

$$aH = \frac{aH2 - aH1}{\log f2 - \log f1} (\log f - \log f1) + aH1$$

où les chiffres 2 et 1 représentent les valeurs supérieure et inférieure du tableau entre lesquelles se trouve la valeur inconnue.

Ligne 16 rGamma: affaiblissement spécifique dû à la pluie, donné par:

kH (taux pluie$^{(kA)}$) dB/km

Voir le § 2.5, du Rapport 721-2 et le § 2.2.1.1, phase 6 du Rapport 564-3.

Ligne 19 Angle de site, en degrés.

Ligne 20 Trajet oblique, km: longueur du trajet oblique à travers la pluie depuis la station terrienne jusqu'à la hauteur de pluie, donné par:

((hauteur pluie - altitude station) / sin (angle de site)) km

Voir le § 2.2.1.1, phase 2 du Rapport 564-3

Ligne 21 Proj horiz, km: projection horizontale du trajet oblique, donnée par

trajet oblique x cos (angle de site) km

Voir le § 2.2.1.1, phase 3, du Rapport 564-3

Ligne 22 Réduction 0,01%: facteur de réduction pour 0,01% du temps, donnée par:

$$\frac{1}{1 + (0{,}045 \times (\text{projection horizontale}))}$$

Voir le § 2.2.1.1, phase 4, du Rapport 564-3.

Ligne 24 Aff 0,01%: affaiblissement dû à la pluie dépassé pendant 0,01% de l'année, donné par:

(rGamma) x (trajet oblique) x (réduction 0,01%) dB

Voir le § 2.2.1.1, phase 7, du Rapport 564-3.

Ligne 25 Aff 0,01%: affaiblissement dû à la pluie dépassé pendant 0,01% de l'année, donné par:

0,38 (aff 0,01%) dB

Remarque - Le choix d'un pourcentage de temps particulier est fondé sur des considérations d'exploitation. La valeur 0,01% est appropriée à certaines missions de recherche spatiale et on l'a retenue pour cet exemple afin d'illustrer la méthode de calcul.

Voir le § 2.2.1.1, phase 8, du Rapport 564-3.

Les lignes 28 à 34 et 37 à 43 sont similaires aux lignes 19 à 25, sauf en ce qui concerne les effets des angles de site différents.

4. Calculs pour une atmosphère avec pluie

Le Tableau III contient les valeurs calculées de l'affaiblissement causé par une atmosphère avec pluie et de la température de bruit causée par les effets du bruit de fond cosmique, le bruit de fond galactique ainsi que de la température de bruit liée à l'affaiblissement dû à la combinaison d'atmosphère claire et de pluie. Les calculs, correspondant aux numéros de ligne situés à gauche du tableau, se font de la manière suivante:

Les explications relatives aux lignes 1 à 30 sont les mêmes que pour le Tableau I.

Ligne 31 Aff pluie site, dB: affaiblissement dû à la pluie le long du trajet à l'angle de site spécifié. La valeur donnée est l'affaiblissement qui est dépassé pendant 0,01% du temps à Madrid; elle est tirée du Tableau II.

Ligne 32 Aff total site, dB: somme de l'affaiblissement dû à l'atmosphère et de l'affaiblissement dû à la pluie.

Ligne 33 Atm site + bruit pluie, K: température de bruit due à l'affaiblissement total de l'altitude, donné par:

$$280\ (1 - 10^{(-B/10)})K$$

où 280 est la température rayonnante moyenne de l'atmosphère et B(dB) l'affaiblissement unidirectionnel le long du trajet.

Ligne 34 Cosmique + galactique site, K: somme de la température de bruit cosmique et de la température de bruit galactique, telles que réduites par l'affaiblissement le long du trajet à un angle de site particulier. Voir la ligne 19 du Tableau I.

Ligne 35 Bruit total site, K: somme du bruit atmosphérique, du bruit dû à la pluie et du bruit cosmique + galactique pour l'angle de site en question.

Ligne 36 Puissance bruit site, dBW/Hz: densité spectrale de la puissance du bruit correspondant au bruit total site, donnée par:

$$-228,6 + 10 \log(\text{bruit total site (K)}) \text{ dBW/Hz}$$

où -228,6 est l'expression logarithmique de la constante de Boltzman, soit $1,3806 \times 10^{(-23)}$ joules/K

Les lignes 39 à 46 et 49 à 56 sont similaires aux lignes 29 à 36, sauf en ce qui concerne les effets des angles de site différents.

5. Qualité de la liaison par atmosphère claire

Le Tableau IV présente les données de fonctionnement d'une liaison calculée pour une série hypothétique de paramètres relatifs aux équipements et à la distance, sur la base des valeurs d'affaiblissement et de température de bruit correspondant à une propagation par atmosphère claire.

Ligne 9 Fréquence, GHz: fréquence radioélectrique pour laquelle on effectue le calcul.

Ligne 11 Po engin spatial, dBW: puissance supposée du répéteur de l'engin spatial, dans le cas présent 25 W, donnée par:

$$Po = 10 \log 25$$

Ligne 12 Gain, diam. 3,7 m, dBi: gain supposé de l'antenne d'émission de l'engin spatial, dans le cas présent une antenne parabolique de 3,7 m de diamètre avec un rendement supposé de 100%, donné par:

$$20,40 + 20 \log (\text{Diamètre (m)}) + 20 \log (\text{Fréquence (GHz)}) \text{ dBi}$$

Ligne 13 Aff espace libre, dB: affaiblissement pour un trajet en espace libre, dans le cas présent d'une longueur de 8×10^6 km, donné par:

$$230,51 + 20 \log (\text{Fréquence (GHz)}) \text{ dB}$$

Ligne 14 Gain, diam. 70 m, dBi: gain de l'antenne de réception de la station terrienne, dans le cas présent une antenne parabolique de 70 m de diamètre ayant un rendement supposé de 100%, donné par:

$$20,40 + 20 \log (\text{Diamètre (m)}) + 20 \log (\text{Fréquence (GHz)}) \text{ dBi}$$

Ligne 16 Angle site, deg: angle de site de l'antenne de réception de la station terrienne et du trajet de propagation à travers l'atmosphère, dans le cas présent 15 degrés.

Ligne 17 Aff atmos, dB: affaiblissement dû à l'atmosphère à l'angle de site spécifié; il est repris du Tableau I.

Ligne 18 Puissance reçue, dBW: puissance reçue aux bornes de l'antenne de la station terrienne, donnée par

(ligne 11 + ligne 12 - ligne 13 + ligne 14 - ligne 17)

Ligne 19 Puissance bruit, dB(W/Hz): densité spectrale de puissance de bruit reçue; elle est tirée du Tableau I. Pour l'exemple du Tableau IV, on suppose que la contribution du système de réception de la station terrienne à la température de bruit est égale à zéro.

Ligne 20 Pr/No, dB(W/(W/Hz)) (souvent exprimé en dB Hz): rapport de la puissance reçue à la densité spectrale du bruit, donné par (ligne 18 - ligne 19).
On se fonde sur la variation du rapport Pr/No en fonction de la fréquence pour choisir les bandes de fréquences préférées en termes de qualité de fonctionnement des liaisons. Les fréquences correspondant au rapport Pr/No le plus élevé permettent d'obtenir la meilleure qualité pour un ensemble donné de conditions et de caractéristiques d'équipements supposées.

Les lignes 22 à 26 et 28 à 32 sont similaires aux lignes 16 à 20 sauf en ce qui concerne les valeurs différentes de l'angle de site.

6. Qualité de fonctionnement des liaisons par atmosphère avec pluie

Le calcul des qualités de fonctionnement des liaisons par atmosphère avec pluie est présenté dans le Tableau V. Les Tableaux IV et V sont similaires sauf que, dans ce dernier, les valeurs d'affaiblissement et de température du bruit sont tirées du Tableau III.

TABLEAU I - Données pour le choix des fréquences préférées.
Affaiblissement et température de bruit, atmosphère claire, sans pluie.

31 mars 1987. Nom du fichier: CLRPATH

Densité vapeur, g/m^3	7.5			
Altitude station, km	0.81			
Fréquence, GHz	1	1.5	2	2.5
Ho'	5.242	5.242	5.242	5.242
Ogamma	0.005	0.006	0.006	0.006
Hw	2.207	2.207	2.207	2.208
Wgamma	0.000	0.000	0.000	0.000
Temp galact @ 408 MHz	30			
Temp galact, K	2.549	0.836	0.379	0.205
Bruit cosmique, W/Hz	3.69E-23	3.68E-23	3.66E-23	3.65E-23
Temp cosmique, K	2.676	2.664	2.652	2.640
Cosmique + galactique, K	5.225	3.500	3.031	2.846
Aff zénith, dB	0.03	0.03	0.03	0.03
Bruit atm zénith, K	1.68	1.89	1.98	2.05
Cosmique + galactique zénith,	5.19	3.48	3.01	2.82
Bruit total zénith, K	6.88	5.36	4.99	4.87
Angle site, deg	15.00			
Aff atm site, dB	0.10	0.11	0.12	0.12
Bruit atm site, K	6.45	7.22	7.59	7.83
Cosmique + galactique site, K	5.11	3.41	2.95	2.77
Bruit total site, K	11.55	10.63	10.54	10.59
Puissance bruit site, dBW/Hz	-217.97	-218.33	-218.37	-218.35
Angle site, deg	30.00			
Aff atm site, dB	0.05	0.06	0.06	0.06
Bruit atm site, K	3.36	3.76	3.95	4.08
Cosmique + galactique site, K	5.16	3.45	2.99	2.80
Bruit total site, K	8.52	7.22	6.94	6.88
Puissance bruit site, dBW/Hz	-219.30	-220.02	-220.18	-220.22
Angle site, deg	75.00			
Aff atm site, dB	0.03	0.03	0.03	0.03
Bruit atm site, K	1.74	1.95	2.05	2.12
Cosmique + galactique site, K	5.19	3.48	3.01	2.82
Bruit total site, K	6.94	5.43	5.06	4.94
Puissance bruit site, dB/Hz	-220.19	-221.25	-221.56	-221.66

TABLEAU II - Données pour le choix des fréquences préférées.
Affaiblissement causé par la pluie seule, sans affaiblissement dû à l'atmosphère.

27 janvier 1987. Nom du fichier: RAINLOSS

Latitude station, deg	40			
Altitude station, km	0.81			
Taux pluie, mm/he, 0,01%	32			
Hauteur pluie, km	3.7			
Fréquence, GHz	1	1.5	2	2.5
Coeff kH	3.87E-05	8.68E-05	1.54E-04	2.45E-04
Coeff aH	0.912	0.942	0.963	1.014
rGamma	9.13E-04	2.27E-03	4.33E-03	8.22E-03
Angle site, deg	15			
Trajet oblique, km	11.17			
Proj horiz, km	10.79			
Réduction 0,01%	0.67			
Aff 0,01%, dB	0.007	0.017	0.033	0.062
Aff 0,01%, dB	0.003	0.007	0.013	0.024
Angle site, deg	30			
Trajet oblique, km	5.78			
Proj horiz, km	5.01			
Réduction 0,01%	0.82			
Aff 0,01%, dB	0.004	0.011	0.020	0.039
Aff 0,1%, dB	0.002	0.004	0.008	0.015
Angle site, deg	75			
Trajet oblique, km	2.99			
Proj Horiz, km	0.77			
Réduction 0,01%	0.97			
Aff 0,01%, dB	0.003	0.007	0.013	0.024
Aff 0,1%, dB	0.001	0.003	0.005	0.009

TABLEAU III - Données pour le choix des fréquences préférées.
Affaiblissement et température de bruit, atmosphère avec pluie.

30 mars 1987. Nom du fichier: RAINPATH

Densité vapeur, g/m^3	7.50			
Altitude station, km	0.81			
Fréquence, GHz	1.0	1.5	2	2.5
Ho'	5.242	5.242	5.242	5.242
Ogamma	0.005	0.006	0.006	0.006
Hw	2.207	2.207	2.207	2.208
Wgamma	0.000	0.000	0.000	0.000
Temp galact @ 408 MHz	30			
Temp galact, K	2.549	0.836	0.379	0.205
Bruit cosmique, W/Hz	3.69E-23	3.68E-23	3.66E-23	3.65E-23
Temp cosmique, K	2.676	2.664	2.652	2.640
Cosmique + galactique, K	5.225	3.500	3.031	2.846
Aff zénith, dB	0.03	0.03	0.03	0.03
Bruit atm zénith, K	1.68	1.89	1.98	2.05
Cosmique + galactique zénith,	5.19	3.48	3.01	2.82
Bruit total zénith, K	6.88	5.36	4.99	4.87
Angle site, deg	15.00			
Aff atm site, dB	0.10	0.11	0.12	0.12
Aff pluie site, dB	0.00	0.01	0.01	0.02
Aff total site, dB	0.10	0.12	0.13	0.15
Atm site + bruit pluie, K	6.62	7.64	8.39	9.33
Cosmique + galactique site, K	5.10	3.40	2.94	2.75
Bruit total site, K	11.72	11.05	11.33	12.08
Puissance bruit site, dBW/Hz	-217.91	-218.17	-218.06	-217.78
Angle site, deg	30.00			
Aff atm site, dB	0.05	0.06	0.06	0.06
Aff pluie site, dB	0.00	0.00	0.01	0.02
Aff total site, dB	0.05	0.06	0.07	0.08
Atm site + bruit pluie, K	3.46	4.03	4.46	5.04
Cosmique + galactique site, K	5.16	3.45	2.98	2.79
Bruit total site, K	8.62	7.48	7.44	7.83
Puissance bruit site, dBW/Hz	-219.24	-219.86	-219.88	-219.66
Angle site, deg	75.00			
Aff atm site, dB	0.03	0.03	0.03	0.03
Aff pluie site, dB	0.00	0.00	0.00	0.01
Aff total site, dB	0.03	0.03	0.04	0.04
Atm site + bruit pluie, K	1.81	2.12	2.37	2.71
Cosmique + galactique site, K	5.19	3.47	3.01	2.82
Bruit total site, K	7.00	5.59	5.37	5.53
Puissance bruit site, dBW/Hz	-220.15	-221.12	-221.30	-221.17

TABLEAU IV - Données pour le choix des fréquences préférées.
Qualité de liaison idéale, espace vers Terre, atmosphère claire, sans pluie.

30 mars 1987. Nom du fichier: CLNKSEFD

Fréquence, GHz	1	1.5	2	2.5
Po engin spatial, dBW	13.98			
Gain, diam 3,7 m, dBi	31.77	35.29	37.79	39.73
Aff espace libre, dB	270.51	274.03	276.53	278.47
Gain, diam 70 m, dBi	57.30	60.82	63.32	65.26
Angle site, deg	15			
Aff atm, dB	0.10	0.11	0.12	0.12
Puissance reçue, dBW	-167.56	-164.05	-161.56	-159.62
Puissance bruit, dBW/Hz	-217.97	-218.33	-218.37	-218.35
Pr/No, dB(W/(W/Hz))	50.41	54.28	56.81	58.72
Angle site, deg	30			
Aff atm, dB	0.05	0.06	0.06	0.06
Puissance reçue, dBW	-167.51	-164.00	-161.50	-159.57
Puissance bruit, dBW/Hz	-219.30	-220.02	-220.18	-220.22
Pr/No, dB/W/(W/Hz))	51.78	56.02	58.68	60.66
Angle site, deg	75			
Aff atm, dB	0.03	0.03	0.03	0.03
Puissance reçue, dBW	-167.49	-163.97	-161.47	-159.53
Puissance bruit, dBW/Hz	-220.19	-221.25	-221.56	-221.66
Pr/No, dB(W/(W/Hz)	52.70	57.28	60.08	62.13

TABLEAU V - Données pour le choix des fréquences préférées.
Qualité de liaison idéale, espace vers Terre, atmosphère avec pluie.

30 mars 1987. Nom du fichier: RLNKSEFD

Fréquence, GHz	1	1.5	2	2.5
Po engin spatial, dBW	13.98			
Gain, diam 3,7 m, dBi	31.77	35.29	37.79	39.73
Aff espace libre, dB	270.51	274.03	276.53	278.47
Gain, diam 70 m, dBi	57.30	60.82	63.32	65.26
Angle site, deg	15			
Aff atm, dB	0.10	0.12	0.13	0.15
Puissance reçue, dBW	-167.56	-164.06	-161.57	-159.65
Puissance bruit, dBW/Hz	-217.91	-218.17	-218.06	-217.78
Pr/No, dB(W/(W/Hz))	50.35	54.11	56.49	58.13
Angle site, deg	30			
Aff atm, dB	0.05	0.06	0.07	0.08
Puissance reçue, dBW	-167.51	-164.00	-161.51	-159.58
Puissance bruit, dBW/Hz	-219.24	-219.86	-219.88	-219.66
Pr/No, dB/W/(W/Hz))	51.73	55.86	58.37	60.08
Angle site, deg	75			
Aff atm, dB	0.03	0.03	0.04	0.04
Puissance reçue, dBW	-167.49	-163.97	-161.48	-159.54
Puissance bruit, dBW/Hz	-220.15	-221.12	-221.30	-221.17
Pr/No, dB(W/(W/Hz)	52.66	57.15	59.82	61.63

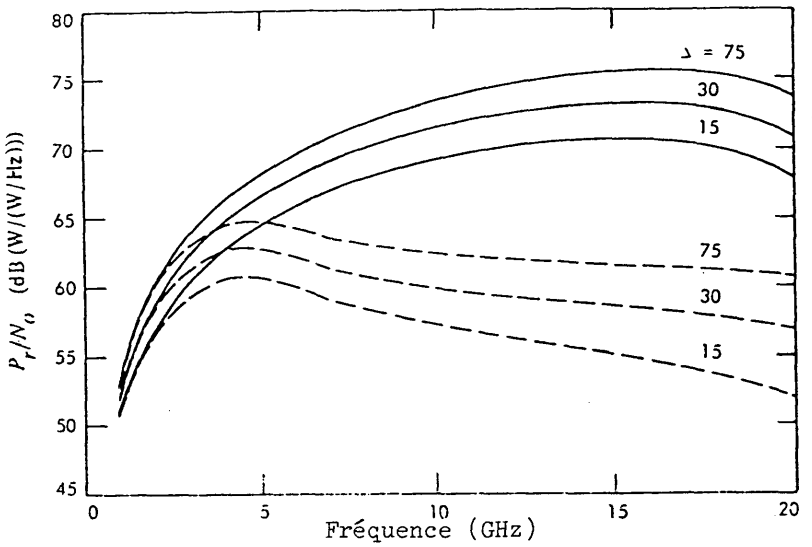


FIGURE 1 – Qualité de fonctionnement de la liaison espace vers Terre, P_r/N_o

Antennes à diamètre fixe de la station spatiale et de la station terrienne

———— Atmosphère claire, 7,5 g/m^3 de vapeur d'eau
---------- Atmosphère avec pluie, 10 mm/h
Δ : angle de site (deg) de l'antenne de la station terrienne

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

Bell Telephone Labs. Inc. [1971] Transmission systems for Communications. 4e édition revisée.

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

SECTION 2C: EXPLOITATION SPATIALE

RAPPORT 845-1

SYSTÈMES D'EXPLOITATION SPATIALE

Fréquences, largeurs de bande et critères de protection

(Question 18/2)

(1982-1986)

1. Introduction

La Conférence administrative mondiale des radiocommunications (Genève, 1979) (CAMR-79) a défini le service d'exploitation spatiale comme suit:

«Service de radiocommunications destiné exclusivement à l'exploitation des engins spatiaux, en particulier la poursuite spatiale, la télémesure spatiale et la télécommande spatiale.

Ces fonctions seront normalement assurées au sein du service dans lequel fonctionne la station spatiale.»

Pour comprendre la signification de la deuxième phrase de la définition, il faut rappeler que, à l'origine, l'idée était d'exécuter les fonctions d'exploitation spatiale uniquement dans les bandes attribuées pour les missions. Mais l'expérience a montré que l'exploitation spatiale peut être facilitée dans certains cas si on lui attribue des bandes en propre. Ceci permet notamment d'utiliser un nombre réduit de stations pour assurer l'exploitation spatiale de satellites dont les missions relèvent de services différents: recherche spatiale, météorologie par satellite, exploration de la Terre par satellite, services fixe et mobile par satellite, service de radiodiffusion par satellite, etc.

En outre, les bandes de fréquences techniquement appropriées à l'exploitation spatiale ne coïncident pas toujours avec celles appropriées aux missions. Enfin, les critères de protection des récepteurs d'exploitation spatiale et des récepteurs des télécommunications de mission peuvent être différents.

Ce Rapport étudie successivement les fonctions à remplir, les bandes de fréquences préférables, les largeurs de bande, les critères de protection et divers aspects opérationnels des systèmes d'exploitation spatiale.

Tous les aspects sont traités de manière que les conclusions soient applicables aussi bien dans le cas où les fonctions d'exploitation spatiale sont remplies dans une bande de fréquences correspondant à la mission du satellite, que dans le cas où ces fonctions sont remplies dans une bande de fréquences attribuée au service d'exploitation spatiale.

Les liaisons d'exploitation spatiale peuvent être établies, soit directement entre les engins spatiaux et les stations terriennes, soit par l'intermédiaire de satellites-relais de données. On ne considère ici que les liaisons directes. Pour les liaisons par satellites-relais de données, voir le Rapport 848.

2. Fonctions d'exploitation spatiale

Les principales fonctions d'exploitation spatiale sont:

- la télémesure de maintenance,
- la télécommande,
- la poursuite,
- la détection radiofréquence pour la commande de l'orientation.

2.1 *Télémesure de maintenance*

Pour assurer la maintenance d'un engin spatial, il est nécessaire de transmettre à Terre un grand nombre de données de mesures dont la plupart sont à faible débit, telles que:

- mesures de température, soit à des fins de surveillance ou de régulation, soit pour permettre de corriger l'indication d'instruments de bord en fonction de leur température;
- mesures de champ magnétique, pour donner des indications relatives à l'orientation instantanée de l'engin spatial ou à sa vitesse de rotation;
- mesures de déplacement: témoins de séparation de corps, butées de sécurité pour organes déployés;
- mesures inertielles (gyromètres, accéléromètres), dont la connaissance est utile pour le maintien du satellite en position et en orientation;
- mesures optiques, pour la connaissance de l'orientation de l'engin par rapport à la Terre, au Soleil, aux étoiles;
- mesures de pression dans des réservoirs et dans des batteries électrochimiques;
- mesures de courants et de tensions;
- comptes rendus d'état d'un organe ou de réception ou d'exécution d'un ordre.

Toutes ces mesures permettent de surveiller l'état dans lequel se trouvent l'engin spatial et sa charge utile, état qui dépend d'une part de l'environnement extérieur, d'autre part des ordres de mise en configuration qui sont adressés à l'engin par télécommande ou qui lui sont fournis par un séquenceur de bord selon un programme arrêté à l'avance.

La connaissance de ces informations est utile pour assurer de bonnes conditions de fonctionnement et pour optimiser les ressources offertes par l'engin et sa charge utile au profit de la mission, ainsi que pour analyser les situations imprévues. Elles permettent aussi d'améliorer les connaissances sur le comportement des matériels en orbite et la définition des nouveaux systèmes.

Les informations de télémesure peuvent être transmises, soit en direct, soit en différé lors de la lecture du contenu d'une mémoire de bord.

On trouvera à l'Annexe I un exemple de télémesure de maintenance.

2.2 *Télécommande*

La plupart des engins spatiaux doivent être en mesure de recevoir des ordres par télécommande. Le numéro 2612 du Règlement des radiocommunications en fait obligation dans le cas des satellites actifs définis au numéro 172.

2.2.1 Dans le cas d'engins spatiaux à durée de mission courte, tels que des lanceurs, la plupart des ordres peuvent être enregistrés avant le vol et distribués en temps opportun par un séquenceur embarqué.

Cependant la télécommande spatiale est généralement utilisée à des fins de sauvegarde (par exemple: arrêt de propulsion d'un lanceur s'écartant de sa trajectoire assignée ou sa destruction si nécessaire).

Certaines fonctions de télécommande peuvent aussi être remplies via un répondeur radar fonctionnant au titre du service de radiolocalisation.

2.2.2 Dans la plupart des autres cas, la télécommande est nécessaire pour modifier le fonctionnement de l'engin spatial et de sa charge utile:

- soit selon les phases successives d'utilisation au cours de la mission,
- soit selon les différentes phases de vol (mise sur orbite, périodes d'éclipse, etc.),
- soit en fonction d'événements anormaux, tels que des anomalies de fonctionnement.

Les ordres transmis à l'engin spatial lorsque celui-ci est en visibilité radioélectrique d'une station terrienne peuvent être soit exécutés immédiatement, soit enregistrés dans une mémoire d'où ils sont extraits ultérieurement pour exécution à un instant également enregistré dans la mémoire.

La télécommande différée prend une importance particulière lorsque la mission de l'engin spatial est assez complexe pour exiger l'embarquement d'un calculateur. Dans ce cas, le volume d'information à transmettre peut atteindre le mégabit en quelques minutes. En général, la bonne réception des signaux de télécommande est attestée par l'envoi de comptes rendus à travers la télémesure.

On trouvera à l'Annexe I un exemple de télécommande.

2.3 *Poursuite*

La poursuite spatiale, qui est la détermination de la trajectoire, de la vitesse ou de la position instantanée d'un objet dans l'espace, à l'aide des propriétés de propagation des ondes radioélectriques (voir les numéros 130 et 10 du Règlement des radiocommunications) est une fonction qu'il est indispensable de remplir dans toute mission spatiale, pour satisfaire un ou plusieurs des besoins suivants.

2.3.1 *Radioguidage de l'engin spatial*

Au sens large du terme, le radioguidage est l'une des méthodes permettant de régler la trajectoire d'un engin spatial disposant de moyens de télécommande et de propulsion. En pratique, le radioguidage peut être utilisé pour:

- la mise sur orbite de parking ou de transfert;
- la modification des orbites: par exemple pour passer d'une orbite de transfert à l'orbite des satellites géostationnaires;
- la correction fine des orbites: par exemple pour le maintien en position d'un satellite géostationnaire et pour les manœuvres de rendez-vous;
- le retour à Terre d'un engin récupérable.

2.3.2 *Surveillance, sauvegarde, récupération*

La surveillance et la sauvegarde concernent les mesures anti-collision entre engins spatiaux placés sur des orbites voisines, ainsi que la prédiction des points d'impact ou d'atterrissage des étages de lanceurs non satellisés et des véhicules spatiaux.

2.3.3 *Précision de mise sur orbite*

Il s'agit d'évaluer la précision des lancements ou des autres manœuvres orbitales.

2.3.4 *Association des données de localisation aux mesures et aux observations liées à la mission*

Il s'agit de pouvoir relier les mesures à la position où l'engin spatial se trouve au moment où ces mesures ont été effectuées. Cela est particulièrement nécessaire lorsque l'engin spatial effectue des mesures scientifiques sur le milieu dans lequel il est plongé, telles que mesures de champ magnétique, mesures de densité de particules, etc. Cela est également indispensable dans les missions d'observation de la Terre, indépendamment des moyens offerts dans le cadre de ces missions par la reconnaissance de points remarquables sur les images transmises.

2.3.5 *Publication d'éphémérides*

Des prévisions de visibilité et de direction de pointage vers l'engin spatial sont nécessaires pour organiser le travail des stations terriennes et pour assurer le pointage d'instruments directifs: antennes à grand gain, télescopes, etc.

2.3.6 *Remarques*

On a volontairement exclu de l'énumération précédente les fonctions de poursuite qui sont l'objet principal des missions spatiales telles que géodésie spatiale et radionavigation par satellite.

Certaines fonctions de poursuite spatiale, notamment certaines de celles citées aux § 2.3.1, 2.3.2 et 2.3.3 peuvent être remplies au titre du service de radiolocalisation, avec ou sans utilisation d'un répondeur de radar à bord de l'engin spatial.

Une brève description des systèmes de poursuite est donnée au § 3.4 du Rapport 548 (Genève, 1982).

Un exemple de systèmes de mesure de distance et de vitesse radiale est donné à l'Annexe I au présent Rapport.

2.4 *Détection radiofréquence pour la commande d'orientation*

Le Rapport 546, concernant la commande d'orientation des engins spatiaux, contient un paragraphe (4.4) qui traite de la détection d'orientation par rapport à la Terre au moyen d'antennes et de circuits placés à bord de l'engin, recevant les signaux émis par des radiophares placés à terre. Cette méthode peut également être employée pour le pointage d'antennes d'engins spatiaux, par exemple à bord de satellites de radiodiffusion.

3. Bandes de fréquences préférables

Du point de vue technique, la gamme de fréquences dans laquelle on peut envisager de remplir les fonctions d'exploitation spatiale décrites au paragraphe précédent s'étend approximativement de 100 MHz à 30 GHz.

Dans le cas particulier des communications assurées pendant la rentrée d'un engin spatial dans l'atmosphère terrestre, des fréquences supérieures ou égales à 10 GHz doivent être choisies (voir le Rapport 222). Dans les autres cas, le choix des fréquences dépend principalement, du point de vue technique, des facteurs exposés ci-dessous.

3.1 *Limite inférieure*

La limite inférieure des fréquences utilisables pour l'exploitation spatiale est liée à l'influence de la propagation radioélectrique à travers l'ionosphère sur la précision des mesures de poursuite.

3.1.1 *Effets de l'ionosphère sur la précision de poursuite*

Le Rapport 263 décrit l'ensemble des effets de l'ionosphère sur la propagation entre la Terre et l'espace. Un résumé approprié à l'objet du présent Rapport est donné ci-dessous.

L'erreur sur une mesure de distance effectuée par mesure du temps de propagation de groupe est typiquement de 400 m pour un trajet vertical à la fréquence 100 MHz. Aux faibles sites, la valeur doit être multipliée par 3 environ. Cependant les valeurs rencontrées en réalité sont très variables et peuvent être jusqu'à 10 fois plus petites ou plus grandes. Il est impossible, en pratique, de corriger ces erreurs par l'application de modèles en raison de la très grande variabilité spatiale et temporelle de l'ionosphère. Pour réduire l'erreur ionosphérique, il est nécessaire d'utiliser des fréquences suffisamment élevées, l'erreur suivant une loi en $1/f^2$. (On peut aussi utiliser un couple de fréquences (voir le Rapport 988).) Par exemple, à 1 GHz, l'erreur type à la verticale est de 4 m et aux sites très faibles, elle est de 12 m.

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

Ce qui vient d'être dit pour les mesures de distance fondées sur la mesure du temps de propagation de groupe demeure valable pour les mesures de distance fondées sur la mesure du temps de propagation de phase, à ceci près que l'erreur est de signe contraire (raccourcissement apparent au lieu d'un allongement apparent).

L'erreur sur la direction de pointage d'une antenne à poursuite automatique, à 30° d'élévation, a une valeur type de 0,5 milliradian à 100 MHz et dépasse 2,5 milliradians dans moins de 10% des cas. Ces valeurs suivent également une loi en $1/f^2$ et sont à diviser par 100 pour une fréquence de 1 GHz.

Les mesures de variations de distance et les mesures interférométriques sont affectées par l'ionosphère de façon similaire aux mesures de distance et d'angle. En outre, elles subissent l'effet des microhétérogénéités du milieu traversé, c'est-à-dire l'effet différentiel de l'ionosphère sur les deux parcours dont on mesure la différence. Mais ces effets additionnels sont généralement inférieurs aux effets principaux; ils diminuent également lorsque la fréquence s'élève.

3.1.2 *Précision de poursuite nécessaire. Influence sur le choix des fréquences*

La précision requise pour les mesures de poursuite dépend des missions des satellites. Elle dépend également du nombre de stations terriennes concourant à la poursuite et de leur position géographique à la surface de la Terre et par rapport à l'orbite du satellite.

Pour un grand nombre de missions d'application, les satellites doivent être maintenus sur une orbite déterminée. Les deux cas les plus usuels sont le maintien en position d'un satellite géostationnaire et le maintien d'un satellite d'exploration de la Terre sur une orbite héliosynchrone. Dans ces deux cas, la précision requise, exprimée en mesure de distance, est de l'ordre de 50 m, dans l'hypothèse d'une disposition convenable d'un petit nombre de stations.

Comme la précision globale du système de mesure ne dépend pas seulement de l'ionosphère mais aussi d'autres facteurs, notamment la qualité de réalisation de l'instrument de mesure, la part due à l'ionosphère doit être inférieure à 50 m. D'après ce qui précède, cette condition commence à être remplie à partir du moment où la fréquence dépasse 1 GHz.

En conclusion, on peut dire que la plupart des missions d'application exigent, du point de vue de la précision de poursuite, l'utilisation de fréquences supérieures à 1 GHz. Cette conclusion s'applique également à certaines missions scientifiques. Cependant, d'autres missions scientifiques (en astronomie par exemple) et certaines missions d'application peuvent s'accomoder de précisions moins bonnes, donc de fréquences inférieures à 1 GHz.

3.2 *Limite supérieure*

Bien que la gamme des fréquences utilisables pour l'exploitation spatiale s'étende approximativement de 100 MHz à 30 GHz, la partie supérieure de cette gamme est généralement moins favorable lorsque l'on doit établir ou maintenir la liaison dans toutes les phases d'exploitation d'un système spatial. Or la possibilité d'établir à tout moment, ou de maintenir en permanence, les liaisons de télémesure et de télécommande est une exigence fréquemment rencontrée, quelle que soit l'attitude du satellite. Pour cette raison, un grand nombre de satellites ont besoin d'une couverture d'antenne quasi omnidirectionnelle pour les opérations en orbite.

Pour les satellites volumineux ayant des structures complexes, de telles couvertures sont souvent difficiles à réaliser pour les fréquences supérieures à 8 GHz. Au-delà de cette fréquence, la couverture de l'antenne du satellite ne peut être en aucun cas quasi omnidirectionnelle, et dans ce cas est réduite à certains angles d'aspect. Il peut en résulter une perte de liaison radioélectrique avec le satellite pour les angles d'aspect défavorables.

En outre, pour les fréquences supérieures à 15 GHz, les conditions de propagation dans l'atmosphère peuvent conduire à une détérioration de la liaison, à moins que l'on augmente notablement la puissance émise ou le G/T du système de réception.

Dans ces conditions, le gain d'antenne à prendre en compte dans l'établissement des bilans de liaison n'est pas celui dans le lobe principal diminué de 3 dB, comme c'est l'usage pour les télécommunications de mission. Le gain à prendre en compte est celui garanti dans les creux du diagramme à l'intérieur de la couverture minimale requise. La valeur du gain dans les creux ne dépend pas seulement de la conception des antennes, mais aussi de la répartition des antennes ainsi que de la dimension et de la forme de l'engin spatial et de ses appendices: mâts, panneaux solaires, autres antennes, etc.

L'effet de masque opposé par le corps de l'engin spatial peut être diminué en disposant l'antenne à l'extrémité d'un mât de longueur suffisante. On peut aussi concevoir un automatisme propre à l'engin spatial qui, en cas de perte de l'orientation nominale, garantit la possibilité d'une liaison avec le sol. Cette liaison peut être intermittente.

A l'intérieur de la gamme 100 MHz à 30 GHz, il faut distinguer 3 sous-gammes:

— *la sous-gamme inférieure à 1 GHz*

Le corps de l'engin spatial participe au rayonnement, ce qui peut être un avantage pour des satellites de faibles dimensions (inférieures à 1 m) et un inconvénient pour de plus gros satellites.

– *la sous-gamme 1 à 8 GHz*

Le rayonnement est principalement défini par les caractéristiques et la disposition des antennes.

– *la sous-gamme 8 à 30 GHz*

La réalisation du rayonnement requis entraîne des contraintes plus sévères sur la conception et la fabrication des antennes de bord.

Il apparaît que la fréquence la plus élevée qui ait été utilisée pour des liaisons indépendantes de l'orientation de l'engin spatial est 6425 MHz. Des projets en cours prévoient cependant l'utilisation de fréquences aussi élevées que 14 GHz.

3.3 *Autres facteurs à prendre en compte pour le choix des fréquences*

Pour faciliter le découplage des liaisons Terre vers espace et espace vers Terre, tout en permettant l'utilisation d'une même antenne dans les deux sens, il est souhaitable que le rapport des fréquences des deux liaisons soit compris entre 1,06 et 1,1.

Pour optimiser l'utilisation du spectre, il est souhaitable que tous les systèmes spatiaux fonctionnant dans ces bandes adoptent le même rapport. Cependant, ceci n'est pas toujours possible, en particulier pour des emplacements de stations terriennes placées dans des zones couvertes par des réseaux de Terre denses, fonctionnant dans les mêmes bandes. Dans les bandes 2025 à 2120 et 2200 à 2300 MHz, divers systèmes spatiaux déjà en fonctionnement utilisent des répondeurs cohérents avec un rapport 240/221 de la fréquence descendante sur la fréquence montante permettant la mesure de variation de distance.

3.4 *Résumé concernant les fréquences préférables*

En résumé, les fréquences préférables pour l'exploitation spatiale sont comprises, approximativement, entre 1 et 8 GHz.

Des fréquences inférieures peuvent être utilisées, en particulier pour des engins spatiaux de petite taille dont la mission ne nécessite pas une grande précision de localisation.

Des fréquences supérieures peuvent être préférées pour les fonctions d'exploitation spatiale des engins spatiaux dont la mission prévoit aussi des liaisons avec la Terre à ces fréquences.

4. Largeur de bande nécessaire

Du point de vue des besoins en largeur de bande, il y a lieu de distinguer d'une part les lanceurs, d'autre part les autre engins spatiaux.

Dans le cas des lanceurs, la largeur de bande de la liaison espace vers Terre est liée à la transmission de nombreux paramètres à variations rapides, principalement des vibrations et des pressions.

Dans les autres cas, la largeur de bande de la liaison espace vers Terre est généralement déterminée, non par la télémesure, mais par les signaux de mesure de distance. Un exemple est donné en Annexe I.

En ce qui concerne la liaison Terre vers espace, c'est également la transmission des signaux de mesure de distance qui détermine généralement la largeur de bande nécessaire.

En conclusion, les largeurs de bande nécessaires sont liées en général à la transmission des signaux de mesure de distance et sont de l'ordre de 200 kHz à 1 MHz avec des techniques de modulation classiques. Des techniques de modulation nouvelles telles que l'étalement de spectre demanderont des bandes de plus de 1 MHz, tout en permettant une utilisation multiple de la même bande. Des valeurs inférieures peuvent suffire si la poursuite est assurée par interférométrie ou par mesure de variation de distance (effet Doppler mesuré sur la fréquence porteuse).

5. Critères de protection

5.1 *Niveau de protection des récepteurs des stations terriennes*

En général, on s'efforce de réduire à un minimum la puissance nécessaire des émetteurs à bord des véhicules spatiaux. Par conséquent, on est amené à faire fonctionner les récepteurs des stations terriennes au maximum de sensibilité.

Au-dessus de 1 GHz, on considère que les stations terriennes ont une température totale de bruit supérieure ou égale à 100 K, ce qui équivaut, à l'entrée du récepteur, à une densité spectrale de puissance de bruit: $kT \geqslant -208{,}6$ dB(W/Hz).

On considère qu'une protection supplémentaire de 5 dB environ est nécessaire vis-à-vis de l'ensemble des brouillages de tout type, dans la plupart des cas.

La densité spectrale de puissance totale de brouillage ne doit donc pas dépasser -214 dB(W/Hz) à l'entrée du récepteur.

Au-dessous de 1 GHz, par suite de l'augmentation de la température de bruit galactique, le niveau de brouillage admissible peut être augmenté à raison de 20 dB par décade de fréquence décroissante.

5.2 *Rapport de protection des récepteurs des stations spatiales*

En général, la puissance des émetteurs des stations terriennes peut être augmentée dans les limites imposées par le Règlement des radiocommunications. Les récepteurs de bord ne sont donc pas toujours exploités au maximum de leur sensibilité. En particulier, pour communiquer avec les satellites évoluant à basse altitude et se rapprochant des sources de brouillage des services de Terre, on peut maintenir une puissance d'émission des stations terriennes aussi élevée que pour les satellites géostationnaires par exemple, de façon à maintenir un rapport signal sur brouillage total suffisant.

La protection des récepteurs des stations spatiales s'exprime donc plus convenablement par un rapport de protection que par un niveau de protection.

Dans la plupart des cas, un rapport de protection signal/brouillage total de 20 dB est suffisant.

5.3 *Largeur de bande de référence*

La largeur de bande de référence dans laquelle doit être spécifié le niveau ou le rapport de protection dépend des caractéristiques des récepteurs utilisés et de leur susceptibilité aux brouilleurs à onde entretenue, à modulation d'amplitude ou à modulation de phase à faible indice de modulation. L'on utilise souvent des récepteurs à asservissement de phase; dans ce cas, c'est la bande équivalente de bruit de la boucle qui caractérise la réaction du récepteur à un brouilleur à bande étroite. Dans les cas usuels, cette bande est fixée à une valeur comprise entre quelques centaines de hertz et quelques kilohertz. On peut donc adopter la valeur de 1 kHz comme largeur de bande de référence.

5.4 *Pourcentage de temps de référence*

En général, le pourcentage de temps pendant lequel les liaisons d'exploitation spatiale peuvent supporter un niveau de brouillage supérieur au niveau de protection peut être fixé à 1% chaque jour. Cette valeur suppose que l'engin spatial est pourvu des capacités de mémoire et des automatismes assurant sa sauvegarde pendant l'interruption des télécommunications. Cette condition n'a pas toujours été remplie dans le passé, mais on estime qu'il serait raisonnable de la satisfaire dans les systèmes futurs.

Cependant un brouillage pouvant durer 15 min consécutives est intolérable lors de certaines phases critiques prévisibles, comme les phases de lancement, les manœuvres critiques des engins spatiaux, ou pour des engins spatiaux à courte durée de vie, comme les fusées-sondes. Il ne serait pas raisonnable d'établir les critères de protection sur la base de ces situations exceptionnelles. Il convient plutôt d'inviter les administrations concernées à effectuer une analyse spécifique des brouillages susceptibles de se produire et à prendre des dispositions pour y parer, dispositions qui devraient être temporaires et limitées à des régions déterminées.

5.5 *Conclusion sur les critères de protection*

Pour les stations terriennes remplissant des fonctions d'exploitation spatiale, au-dessus de 1 GHz, la puissance totale de brouillage dans toute bande de 1 kHz de largeur ne doit pas dépasser -184 dBW à l'entrée du récepteur pendant plus de 1% du temps chaque jour; au-dessous de 1 GHz, cette valeur peut être augmentée à raison de 20 dB par décade de fréquence décroissante.

Pour les stations spatiales remplissant des fonctions d'exploitation spatiale, le rapport de la puissance de signal à la puissance totale de brouillage dans toute bande de 1 kHz de largeur ne doit descendre au-dessous de 20 dB que pendant une durée inférieure à 1% du temps chaque jour.

6. Possibilités de partage des fréquences

Partage à l'intérieur du service d'exploitation spatiale aux environs de 2 GHz: voir l'Annexe II.

Partage avec d'autres services: voir les Rapports 396, 678 et 846.

7. Aspects opérationnels

On compare ci-après les avantages et inconvénients de l'utilisation, pour les fonctions d'exploitation spatiale, soit des bandes de fréquences de mission, soit des bandes de fréquences attribuées au service d'exploitation spatiale, soit encore d'une combinaison des deux.

7.1 *Utilisation des bandes de télécommunication de la mission pour l'exploitation spatiale*

7.1.1 *Avantages*

La plupart des engins spatiaux étant équipés d'émetteurs et de récepteurs assurant des télécommunications directement liées à leur mission, il est généralement préférable d'utiliser ces mêmes équipements pour assurer également la télémesure de maintenance, la télécommande et la poursuite, afin de réduire le coût du matériel de bord et de sol et d'économiser le spectre.

7.1.2 *Inconvénients*

L'expérience a montré cependant que cette façon d'opérer n'est pas toujours la meilleure:

- Lorsque les télécommunications des missions utilisent des fréquences supérieures à 8 GHz, il est souvent difficile d'assurer à bord de l'engin spatial le diagramme de rayonnement nécessaire pour garantir le maintien des liaisons dans la phase de lancement et dans les phases de perte de l'orientation nominale.
- Dans certaines bandes de fréquences attribuées aux télécommunications des missions, des plans d'allotissement sont établis sans réserver explicitement une place pour la transmission des données d'exploitation spatiale.
- D'autre part, l'économie de matériel embarqué est moins poussée qu'il apparaît au premier abord, dans le cas où l'on est obligé d'installer un système d'antennes à couverture large pour les fonctions d'exploitation spatiale, en plus du système d'antennes à rayonnement directif généralement adapté aux télécommunications de mission.
- L'économie de matériel au sol n'est pas garantie non plus, car il peut se produire que les fonctions d'exploitation spatiale nécessitent une distribution géographique des stations distincte de celle des fonctions liées à la mission.

7.2 *Utilisation de bandes spécifiques du service d'exploitation spatiale*

7.2.1 *Avantages*

Il peut être plus économique, si l'on considère l'ensemble des dépenses à bord et au sol, d'utiliser pour l'exploitation spatiale un réseau de stations terriennes unique, qui fonctionne au profit de satellites remplissant des missions relevant de plusieurs services auxquels sont attribuées des bandes de fréquences différentes. Le réseau commun doit alors utiliser des fréquences attribuées spécifiquement au service d'exploitation spatiale.

7.2.2 *Inconvénients*

L'intérêt d'un réseau de stations terriennes polyvalent utilisant des fréquences attribuées en propre au service d'exploitation spatiale et fonctionnant au profit de plusieurs engins spatiaux demeure toutefois limité si certains de ces engins exigent un fonctionnement permanent des liaisons de télémesure, ce qui oblige à multiplier le nombre des stations terriennes. En particulier, pour les satellites géostationnaires, cela réduit les possibilités d'une utilisation efficace des fréquences et augmente les risques de brouillage.

7.3 *Utilisation combinée des bandes de fréquences des missions et des bandes spécifiques*

En définitive, la meilleure solution, notamment lorsque les télécommunications des missions utilisent des fréquences supérieures à 8 GHz, peut consister à équiper les engins spatiaux de deux dispositifs de télémesure de maintenance, de télécommande et de poursuite, fonctionnant l'un dans la bande attribuée à la mission, l'autre dans la bande la plus souhaitable pour l'exploitation spatiale, c'est-à-dire la bande 1-8 GHz. Le premier dispositif est utilisé de préférence en phase de routine et peut être mis en œuvre par l'intermédiaire des stations terriennes de télécommunication de mission, ou éventuellement par l'intermédiaire d'une station terrienne spécialisée; le deuxième dispositif est utilisé en phase de lancement et dans les phases critiques, sans surcharger exagérément le réseau polyvalent de stations terriennes. Le supplément de coût de matériel embarqué est moins important qu'il ne paraît au premier abord, parce que le codeur de télémesure et le décodeur de télécommande n'ont pas à être dupliqués et parce que les antennes de bord seraient à dupliquer de toute façon pour assurer la couverture nécessaire dans les phases critiques. Quant au supplément de coût de matériel au sol, il est à répartir entre les différents systèmes utilisateurs. En contrepartie de ces suppléments de coûts d'investissement, cette solution offre la meilleure sûreté et la meilleure souplesse de fonctionnement dans toutes les phases de vol des engins spatiaux sans entraîner de supplément sensible de frais de fonctionnement Un exemple est donné au § 2.5 de l'Annexe II.

ANNEXE I

EXEMPLE DE SYSTÈME D'EXPLOITATION SPATIALE

Système TELECOM 1

1. Informations générales

Le système à satellites comporte un réseau à satellite actif TELECOM 1A et un satellite de secours TELECOM 1B, tous deux géostationnaires. Il peut desservir la France métropolitaine et les parties adjacentes de l'Europe ainsi que les départements français d'outre-mer, de la mer des Antilles à l'océan Indien.

Le système utilise pour ses missions les bandes de fréquences 14/12 GHz et 6/4 GHz. Les signaux de télécommande et de télémesure peuvent être transmis dans les bandes 6/4 GHz ou dans la bande des 2 GHz attribuée au service d'exploitation spatiale selon les numéros 747 et 750 du Règlement des radiocommunications.

2. Choix de la bande de fréquences utilisée pour l'exploitation spatiale

2.1 *Principes*

Le sous-système de télémesure, télécommande et mesure de distance fonctionne dans la bande des 2 GHz pendant les opérations de mise en position et dans les bandes 6/4 GHz pendant la phase d'utilisation opérationnelle. La liaison à 2 GHz peut, de plus, être utilisée en secours de la liaison à 6/4 GHz pendant de courtes périodes de la phase d'utilisation opérationnelle.

2.2 *Phases de lancement et de mise en position*

Au lancement, le sous-système fonctionne dans la bande des 2 GHz. Dès l'orbite de dérive, après que le sous-système de commande d'orientation a stabilisé l'engin spatial en direction de la Terre, les récepteurs et émetteurs 6/4 GHz peuvent être mis sous tension par un ordre transmis par le système de télécommande à 2 GHz.

2.3 *Phase d'utilisation opérationnelle*

Pendant la phase d'utilisation opérationnelle, en présence de l'émission d'un signal de télécommande à 6 GHz et si le rapport signal/bruit sur la sous-porteuse est suffisant, la réception de la télécommande est automatiquement assurée. En l'absence de signal à 6 GHz, la réception de la télécommande est possible dans la bande des 2 GHz.

Pendant la phase d'utilisation opérationnelle, le sous-système de télémesure peut émettre simultanément et en permanence sur deux porteuses, l'une dans la bande des 2 GHz et l'autre dans la bande des 4 GHz; la coupure de l'une ou l'autre de ces émissions est faite par télécommande. Le mode nominal de fonctionnement est dans la bande de mission (4 GHz).

3. Caractéristiques de liaisons d'exploitation spatiale

Les caractéristiques principales des liaisons sont données dans les Tableaux I et II.

TABLEAU I – *Caractéristiques principales des liaisons montantes d'exploitation spatiale*

	Bande des 2 GHz	Bande des 6 GHz
p.i.r.e. maximale de la station terrienne (dBW)	71	70
Gain de l'antenne de réception de la station spatiale dans la couverture terrestre, satellite pointé (dBi)	0	16,7
Température équivalente de bruit de la station spatiale en réception (K)	1100	1700
Signal de télécommande		
Modulation	MIC(NRZ-L)-MDP-MP	MIC(NRZ-L)-MDP-MF-MP
Rythme (bit/s)	1000	1000
Fréquence de la sous-porteuse MDP sinusoïdale (kHz)	8	8
Fréquence de la sous-porteuse MF (kHz)	–	70
Excursion de fréquence (kHz)	–	± 12 crête-à-crête
Signaux sinusoïdaux de mesure de distance		
Modulation	MP	MP
Fréquences du ton majeur (mesure fine) (kHz)	100	100
Fréquences des tons mineurs (levée d'ambiguïté) (kHz)	Entre 15 et 20	Entre 15 et 20

TABLEAU II – *Caractéristiques principales des liaisons descendantes d'exploitation spatiale*

	Bande des 2 GHz	Bande des 4 GHz
p.i.r.e. maximale de la station spatiale (dBW)	3	11
Gain de l'antenne de réception de la station terrienne (dBi)	45	46
Température équivalente de bruit de la station terrienne de réception (K)	160	200
Signal de télémesure		
Modulation	MIC(biphase-L)-MDP-MP	MIC(biphase-L)-MDP-MP
Rythme (bit/s)	160	160
Fréquence de la sous-porteuse sinusoïdale (kHz)	40,96	40,96
Signaux sinusoïdaux de mesure de distance		
Modulation	MP	MP
Fréquence du ton majeur (mesure fine) (kHz)	100	100
Fréquences des tons mineurs (levée d'ambiguïté) (kHz)	Entre 15 et 20	Entre 15 et 20

ANNEXE II

CONSIDÉRATIONS SUR LE PARTAGE INTRA-SERVICE DE FRÉQUENCES DANS LES BANDES DÉCIMÉTRIQUES (2025 à 2110 MHz et 2200 à 2290 MHz) ATTRIBUÉES AU SERVICE D'EXPLOITATION SPATIALE

1. Introduction

L'Agence spatiale européenne (ASE) qui est chargée de la mise au point et de l'exploitation de satellites extrêmement divers doit constamment optimaliser son utilisation de la bande des 2 GHz attribuée au service d'exploitation spatiale. Dans ce but, plusieurs méthodes visant à augmenter la capacité de cette bande ont été étudiées et les résultats obtenus figurent ci-après.

2. Moyens de partage pratiques

Comme le diamètre des antennes des stations terriennes utilisées pour les fonctions des opérations spatiales est généralement d'au moins 10 m, un premier moyen pour partager une bande entre des usagers est d'espacer leurs faisceaux d'ondes radioélectriques. Un deuxième moyen est d'assigner une fréquence particulière à chaque usager. Un troisième moyen est d'employer des mots d'adresse et de synchronisation distincts dans le message lui-même; on peut inclure dans cette catégorie l'emploi de différents débits binaires, sous-porteuses ou formats. La réutilisation de fréquence utilisant la discrimination de polarisation est peu praticable, car les antennes couramment installées à bord des engins spatiaux ont un faisceau de grande ouverture, à l'intérieur duquel il est difficile de garantir la polarisation.

Ces moyens de partage sont analysés en détail ci-dessous.

2.1 *Espacement des faisceaux*

Les stations terriennes que l'ASE emploie pour exploiter des satellites dans la bande des 2 GHz attribuée au service d'exploitation spatiale se rangent en deux classes. Le réseau de base, qui est conçu principalement pour l'orbite de transfert des satellites géostationnaires, est équipé d'antennes paraboliques de 10 m avec une p.i.r.e. de 65 à 75 dBW et un facteur de qualité G/T de 22 dB(K^{-1}). On peut aussi employer diverses antennes de 15 m avec une p.i.r.e. allant de 68 à 78 dBW et un facteur de qualité de 27,5 dB(K^{-1}). Les antennes de bord sont généralement du type quasi omnidirectif.

Sur les trajets descendants, l'onde porteuse est presque toujours modulée, tandis que sur les trajets montants, on émet une onde entretenue pendant une courte période (quelques secondes) avant d'émettre un signal pour l'acquisition du répéteur de l'engin spatial. Pour que la porteuse modulée d'un trajet montant soit protégée par un rapport de 20 dB contre une porteuse non modulée d'un trajet montant à la même fréquence, leurs puissances doivent différer de 30 dB environ. Si la station brouilleuse a déjà une puissance supérieure de 10 dB à celle de la station considérée, le diagramme de rayonnement de l'antenne de la station terrienne brouilleuse doit offrir une protection d'au moins 40 dB dans les lobes secondaires pour exclure tout risque de brouillage.

Pour les antennes de 10 m, les lobes latéraux atteignent un niveau de -40 dB à 16° environ, tandis que pour celles de 15 m, ils atteignent -40 dB à 9°. Par conséquent, la possibilité de partager la même fréquence entre plusieurs satellites est limitée. On doit aussi considérer que, pendant leur phase de mise en position sur l'orbite des satellites géostationnaires, les engins spatiaux se déplacent sur des arcs assez longs de cette orbite et peuvent défiler devant des satellites fonctionnant à la même fréquence. La séparation orbitale sur l'orbite géostationnaire permet, par la réutilisation des fréquences d'augmenter la capacité de la bande des 2 GHz, seulement si l'écart angulaire entre les satellites fonctionnant sur la même fréquence est suffisant.

L'espacement orbital permet souvent de partager une fréquence par réutilisation, sans grand inconvénient, entre un satellite géostationnaire et un satellite qui ne l'est pas ou entre plusieurs satellites non géostationnaires. Avant d'assigner une même fréquence à deux satellites qui occupent des orbites différentes, il faut prendre certaines précautions: définir pour chacun d'eux un «cône de protection» dont le demi-angle au sommet soit en première approximation celui de l'espacement angulaire orbital calculé ci-dessus pour deux satellites géostationnaires. (L'angle au sommet de ce «cône de protection» dépend beaucoup de la forme des lobes latéraux dans le diagramme de rayonnement de l'antenne des stations terriennes.)

Il faut déterminer ensuite les époques de «coïncidence angulaire» relativement à une station terrienne particulière, époques où les cônes de protection des deux satellites s'interpénètrent entièrement ou partiellement; cependant, pour un satellite qui décrit une orbite d'altitude inférieure à 2000 km, la période de brouillage est généralement très courte (quelques minutes). Il n'en est pas de même pour une orbite très excentrique, auquel cas la conjonction de certains paramètres orbitaux risque d'allonger considérablement cette période et d'empêcher ainsi que ce satellite partage une même fréquence avec un satellite géostationnaire.

2.2 *Espacement des fréquences*

L'efficacité d'un plan fondé sur un espacement minimal des fréquences dépend de deux conditions: une bonne caractérisation des portions de spectre en cause et la connaissance de la sélectivité des systèmes récepteurs. En ce qui concerne la première condition, l'ASE a pour politique d'associer à tous les signaux émis un même gabarit spectral dont la pente est assez raide de part et d'autre de la fréquence centrale et de donner aux signaux vidéo une forme d'onde qui corresponde à l'occupation d'une portion minimale du spectre. Pour chacune des fonctions de télécommande et de mesure des distances, on peut déterminer une largeur de bande occupée qui soit satisfaite par la plupart des missions (66 kHz pour la télécommande et 360 kHz pour la mesure des distances). Pour les signaux de télémesure sur les trajets descendants, c'est seulement quand les données sont transmises à un petit débit binaire qu'on peut normaliser une largeur de bande occupée. Cependant, sur les trajets descendants, ce sont encore les signaux de mesure des distances qui déterminent la largeur de bande occupée.

Il en résulte que la fonction qui occupe la plus grande largeur de bande est généralement la mesure des distances, la largeur occupée étant de 360 kHz (99% de la puissance est comprise entre les points à -15 dB, ce qui définit la largeur de bande occupée conformément au numéro 147 du Règlement des radiocommunications).

Il ressort des considérations susmentionnées qu'il faut prévoir un rapport de protection de 30 dB environ, ce qui implique une largeur de bande de quelque 400 kHz pour le canal radioélectrique. Si le satellite considéré donne lieu à un effet Doppler, le trajet montant est exploité à la fréquence assignée, tandis que, sur le trajet descendant, et si les distances sont mesurées dans le mode cohérent, il y a un décalage de fréquence égal à deux fois celui que cause l'effet Doppler. Pour protéger le canal, il faut alors augmenter de 150 kHz supplémentaires la largeur de bande. Cette augmentation convient aussi, si les mesures se font dans le mode incohérent, pour tenir compte de l'instabilité de l'oscillateur qui équipe l'engin spatial.

Tant à bord du satellite qu'au sol, des circuits FI à bande relativement large entrent en jeu dans le récepteur avant que soit reconstituée la porteuse résiduelle dans les boucles de verrouillage de phase à bande étroite, dont la largeur de bande ($2B_L$) est généralement comprise en 100 Hz et 1 kHz. En amont des boucles, les filtres de prédétection ont généralement des largeurs de bande 20 fois plus grandes. Celle du récepteur est suffisamment petite pour qu'on n'ait pas à en tenir compte en calculant l'espacement entre canaux.

On peut donc en conclure qu'un espacement entre canaux de 550 kHz environ suffit à les protéger des brouillages mutuels.

2.3 *Discrimination par l'adresse et la composition des messages*

Les engins spatiaux de l'ASE se distinguent les uns des autres par des caractéristiques propres (notamment leur débit binaire, leur sous-porteuse, la structure de leur format ou le codage des signaux) auxquelles il faut ajouter les mots d'adresse particuliers contenus dans le format. Il est donc à peu près impossible qu'un récepteur reconnaisse comme valides et accepte des données en provenance d'une liaison brouilleuse. En revanche, si deux satellites fonctionnant à la même fréquence radioélectrique étaient voisins sur leur orbite, chacun brouillerait les données de l'autre à 100%. Etant donné les normes de modulation actuellement utilisées, il ne serait pas possible à chacun d'eux de reconnaître avec une sûreté suffisante les données qui lui sont destinées. Ce qu'on peut faire alors est de partager dans le temps cette liaison «commune». Une telle solution est parfaitement appropriée sur le trajet montant des télécommandes. En effet, les télécommandes émises chaque jour sont très peu nombreuses, et comme l'engin spatial est équipé pour les mémoriser et les retransmettre en temps voulu, on peut grouper les télécommandes de façon à n'avoir besoin du trajet montant que de temps en temps, par exemple, lors d'une mesure de distance. Jusqu'ici, cette possibilité n'existe pas pour le trajet descendant, puisque les exploitants préfèrent nettement enregistrer en permanence les télémesures en provenance du satellite.

Il est très courant, notamment pour les satellites non géostationnaires, d'employer, pour leurs trajets montant et descendant, une paire de fréquences qui soient entre elles dans un rapport fixe dans la bande des 2 GHz, parce que cette pratique est compatible avec la mesure des distances dans le mode cohérent (De nombreux exploitants ont adopté un rapport de fréquences de 221/240.). Comme les bandes de fréquences ont approximativement la même largeur sur le trajet montant que sur le trajet descendant, il n'y a pas grand intérêt à partager dans le temps la fréquence du trajet montant si la porteuse du trajet descendant est émise en permanence.

2.4 *Discrimination par polarisation*

Dans les bandes de 2 GHz pour l'exploitation spatiale, l'ASE équipe généralement ses engins spatiaux de deux antennes différentes pour obtenir la vaste couverture angulaire spécifiée. La première antenne est munie de deux éléments hélicoïdaux quadrifilaires qui sont commutables l'un avec l'autre et dont chacun couvre un hémisphère, avec une polarisation circulaire dont la discrimination de gain est supérieure à 6 dB.

La seconde antenne, qui est du type cardioïde à double effet, rayonne dans un cône dont le demi-angle au sommet peut atteindre 140°. Le rayonnement de cette antenne est polarisé circulairement dans la direction de son axe, tandis que le rayonnement qui s'écarte de cette direction est principalement à polarisation rectiligne. Une telle conception est le résultat de travaux considérables qui ont été menés en vue d'optimaliser la couverture dans le sens préféré de la polarisation circulaire, tout en évitant l'irradiation du corps de l'engin spatial (qui cause des ondulations et des annulations intempestives dans le diagramme de rayonnement). En revanche, il y a peu à attendre d'un rayonnnement à polarisations orthogonales pour la discrimination entre des faisceaux émis à une même fréquence. En effet, il est quasiment impossible d'atteindre une différence de puissance de -20 dB entre les deux faisceaux, comme il le faudrait dans ce cas.

2.5 *Possibilité de partage opérationnel intra-services des fréquences*

De récentes études effectuées au Japon indiquent qu'il est techniquement possible de partager les fréquences et de réutiliser ainsi le spectre disponible dans les bandes de fréquences attribuées à l'exploitation et aux missions spatiales. Mais le contrôle simultané d'un satellite géostationnaire déjà en position et d'un satellite en cours de mise à poste utilisant tous deux des systèmes de poursuite, télémesure et télécommande analogues pose un problème spécifique.

Un brouillage peut se produire entre les liaisons montantes du service d'exploitation spatiale d'un satellite géostationnaire et d'un satellite en cours de mise en position. Un brouillage peut également affecter les liaisons descendantes. Cependant, la télémesure d'exploitation spatiale sur les liaisons descendantes du satellite géostationnaire peut être interrompue, tout au moins pendant une brève période, puisqu'elle est également transmise dans la bande des fréquences de mission. En conséquence, on ne prévoit aucun problème de brouillage préjudiciable sur les liaisons descendantes.

En revanche, de graves problèmes de brouillage peuvent se poser au niveau des liaisons montantes. Dans de nombreux cas, par souci de réduction de poids, les décodeurs de télécommande sont partagés entre les récepteurs fonctionnant sur la bande de mission et ceux qui sont en service sur la bande d'exploitation spatiale (voir le § 7.3 du corps du Rapport). Dans ce cas, un commutateur à recherche automatique connecte alternativement les décodeurs de télécommande à l'un ou l'autre récepteur.

Le satellite en cours de mise à poste utilise en général la bande attribuée à l'exploitation spatiale et, si nécessaire, les récepteurs en service sur la bande des fréquences de mission peuvent être déconnectés sur ordre, mais on préfère maintenir les récepteurs en fonctionnement sur la bande d'exploitation, de telle sorte que les voies de commande soient toujours disponibles.

Un satellite géostationnaire est, en général, télécommandé par la station terrienne de mission dans la bande attribuée à la mission, mais, lorsque le décodeur de télécommande du satellite géostationnaire est verrouillé sur une liaison montante d'exploitation spatiale brouilleuse, le décodeur ne peut plus recevoir d'ordres dans la bande des fréquences de mission.

Comme il importe beaucoup d'obtenir un fonctionnement simultané du satellite géostationnaire et du satellite en cours de mise à poste, il n'est pas possible de recourir à un partage du temps.

Pour résoudre ce problème, on propose la méthode de «blocage de la liaison montante». Dans cette méthode, la station terrienne de télécommunications de mission transmet son signal de télécommande en continu pour maintenir le décodeur de télécommande en fonctionnement sur la bande des fréquences de mission: les deux satellites peuvent ainsi être contrôlés simultanément et indépendamment. Il est à noter qu'avec une telle approche, il peut être nécessaire que les services d'exploitation coopèrent.

3. Evolution à prévoir

Pendant de nombreuses années encore, le partage intra-service des fréquences continuera certainement d'être subordonné à la rigueur avec laquelle les fréquences seront assignées. On peut escompter une généralisation de l'espacement des faisceaux pour les satellites fonctionnant à une même fréquence, notamment s'il s'agit de satellites géostationnaires échelonnés sur leur orbite pour surveiller un hémisphère de la Terre (c'est le cas des satellites GOES, GMS, Météosat) ou de satellites d'exploration de la Terre n'apparaissant pas simultanément en visibilité d'une même station terrienne.

Comme il a été indiqué plus haut, on augmente considérablement les possibilités de partage intra-service en uniformisant plus ou moins les caractéristiques des liaisons de transmission pour des missions d'un même genre, car on homogénéise ainsi à un certain degré les systèmes exploités. Ces caractéristiques incluent à la fois sur le satellite et dans les stations terriennes, les valeurs de G/T et de p.i.r.e. Il est important de limiter non seulement la p.i.r.e. mais aussi la bande occupée à des valeurs adaptées à chaque type de mission (par exemple, pour les satellites géostationnaires: p.i.r.e. de la station terrienne de l'ordre de 65 dBW).

Dans les futurs plans de partage des fréquences, les procédés d'étalement du spectre joueront certainement un rôle dominant, bien qu'ils compliquent le matériel des stations spatiales et des stations terriennes. En étalant uniformément l'énergie dans la largeur de bande et en incorporant les mesures de distance dans le code d'étalement, on arrive à exploiter un plus grand nombre d'engins spatiaux dans une bande de fréquences d'une largeur donnée, puisque les bandes de garde et les marges de sécurité à l'égard des effets Doppler et de l'instabilité des oscillateurs n'auront plus qu'une importance négligeable. Les satellites relais de poursuite et d'acquisition de données (TDRS) et les satellites GPS («Global positioning systems») sont des précurseurs typiques de cette tendance. Il convient de rappeler toutefois qu'un tel schéma ne deviendra optimal que si l'on garantit une bonne uniformité des différents systèmes d'engins spatiaux et de stations terriennes fonctionnant dans la même bande d'étalement du spectre.

RAPPORT 678

FAISABILITÉ TECHNIQUE DU PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE LE SERVICE D'EXPLOITATION SPATIALE ET LE SERVICE DE RECHERCHE SPATIALE DANS LA BANDE DE 1 A 10 GHz

(Question 1/2)

(1978)

1. Introduction

Le service d'exploitation spatiale, dans le cadre duquel doivent s'accomplir les fonctions essentielles pour les satellites – maintenance, télémesure, télécommande et poursuite – est appelé à prendre de plus en plus d'importance à mesure que, dans de nombreux services, les systèmes à satellites passeront aux bandes de fréquences au-delà de 15 GHz et que l'on emploiera de plus en plus des antennes à faisceaux ponctuels et à gain élevé pour couvrir des zones de service relativement restreintes. Ainsi, les systèmes à satellites utilisant l'orbite des satellites géostationnaires vont rencontrer de plus en plus de difficultés, en particulier pendant la phase d'injection et d'orbite d'attente, au cours de laquelle ils ont besoin des bandes de fréquences de service pour les émissions de maintenance, de télémesure, de télécommande et de poursuite. Les systèmes d'antenne qui souvent n'ont que des faisceaux étroits à gain élevé ne suffiront pas dans de nombreux cas à assurer la couverture requise. Pour surmonter cette difficulté, un moyen consisterait à utiliser un équipement supplémentaire de satellite, fonctionnant à des fréquences inférieures et ayant les caractéristiques d'antenne et la qualité de liaison requises. Il serait logique que cet équipement fonctionne dans les bandes du service d'exploitation spatiale.

Le présent Rapport a pour but de montrer la faisabilité technique du partage des fréquences entre le service d'exploitation spatiale et le service de recherche spatiale. Si le partage des fréquences se révèle possible, on pourrait mettre certaines bandes déjà attribuées au service de recherche spatiale à la disposition du service d'exploitation spatiale. De cette manière, on pourra obtenir une utilisation plus efficace du spectre sans compromettre les intérêts du service de recherche spatiale.

Enfin, le partage des mêmes bandes de fréquences par le service d'exploitation spatiale et le service de recherche spatiale, associés dans certains cas à l'utilisation commune des mêmes emplacements de stations terriennes, faciliterait beaucoup la tâche de coordination avec les autres utilisateurs des fréquences partageant la même bande (dans le service de Terre pour la plupart): lorsque la coordination a été effectuée pour un emplacement de station terrienne fonctionnant dans une bande de fréquences donnée pour les besoins du service de recherche spatiale, la coordination est automatiquement faite pour le service d'exploitation spatiale.

2. Analyse du partage

L'analyse du partage est limitée à la bande de 1 à 10 GHz: au-dessous de 1 GHz, la faisabilité du partage entre le service de recherche spatiale et le service d'exploitation spatiale est bien établie et certaines bandes sont attribuées simultanément à ces deux services; au-dessus de 10 GHz, on rencontre des problèmes similaires à ceux qui sont exposés dans l'introduction, et qui compromettent la fiabilité de la maintenance, de la télémesure, de la télécommande et de la poursuite. Les antennes quasi omnidirectives ou à couverture hémisphérique ayant un gain acceptable soulèvent des problèmes techniques considérables aux fréquences supérieures à 10 GHz. De plus, les conditions de propagation – en particulier dans les zones situées à de faibles latitudes géographiques – exigent des marges de sécurité supplémentaires considérables si l'on veut obtenir des liaisons fiables.

TABLEAU I – *Paramètres d'un système représentatif (à 2 GHz)*

Mode	Paramètres de systèmes	Recherche spatiale		Exploitation spatiale (jusqu'à l'altitude de l'orbite des satellites géostationnaires)
		A proximité de la terre	Espace lointain	
Réception à la station terrienne	Largeur de bande de télémesure	10 kHz – 30 MHz	1 Hz – 4 MHz	100 kHz
	Largeur de bande de poursuite	400 kHz – 1 MHz	1 Hz – 4 MHz	400 kHz
	G/T de la station terrienne	20 – 35 dB(K^{-1})	37 – 60 dB(K^{-1})	$\approx$ 20 dB(K^{-1})
Emission par la station terrienne	Largeur de bande de télécommande	100 kHz – 1 MHz	1 Hz – 3 MHz	100 kHz
	Largeur de bande de poursuite	400 kHz – 1 MHz	1 Hz – 3 MHz	400 kHz
	p.i.r.e. de la station terrienne	60 – 90 dBW	75 – 116 dBW	$\approx$65 dBW

2.1 *Bande de 1 à 6 GHz*

L'analyse de cette bande est fondée sur l'équipement caractéristique (existant ou envisagé) dans la bande des 2 GHz. Le Tableau I présente une comparaison des paramètres des systèmes du service de recherche spatiale (pour les satellites gravitant à proximité de la Terre et les sondes envoyées dans l'espace lointain) et du service d'exploitation spatiale.

Pour les satellites du service de recherche spatiale (à proximité de la Terre) et du service d'exploitation spatiale, les paramètres des systèmes sont très voisins, le service d'exploitation spatiale occupant généralement la partie inférieure de la gamme de performances. Ce dernier confirme ce qui a été indiqué dans l'introduction au sujet de la coordination avec les autres services de Terre partageant cette bande. Enfin, les normes appliquées à la maintenance, à la télémesure, à la télécommande et à la poursuite sont identiques ou très voisines. Le service de recherche spatiale (à proximité de la Terre) et le service d'exploitation spatiale sont donc compatibles et peuvent par conséquent partager les mêmes bandes.

En ce qui concerne le partage des fréquences entre le service de recherche dans l'espace lointain et le service d'exploitation spatiale, les conclusions du Rapport 685 sont directement applicables, c'est-à-dire que dans ce cas le partage n'est pas possible.

Les brouillages entre satellites du service de recherche spatiale (à proximité de la Terre) et du service d'exploitation spatiale se produisent relativement rarement et sont en général de courte durée. Cela s'explique en particulier par le fait que la majorité des satellites de recherche gravitent sur des orbites à basse altitude (jusqu'à 2000 km). Entre un satellite placé sur orbite à faible altitude et un satellite géostationnaire, on constaterait en général des brouillages d'une durée inférieure à une minute pour un passage par le centre du faisceau de l'antenne, les deux satellites fonctionnant à la même fréquence. En conséquence, les périodes de brouillage peuvent être bien inférieures à 0,1% du temps, ce qui est acceptable pour les deux services. On peut encore réduire les probabilités de brouillage en effectuant soigneusement les assignations de fréquences, après coordination entre exploitants d'engins spatiaux, si possible même avant la publication anticipée (voir le numéro 1042 du Règlement des radiocommunications).

2.2 *Bande de 6 à 10 GHz*

Dans la bande de 6 à 10 GHz, les possibilités de partage sont virtuellement les mêmes que dans la bande de 1 à 6 GHz: les paramètres de systèmes du service de recherche spatiale (à proximité de la Terre) et du service d'exploitation spatiale sont très voisins (voir le Tableau II) et les normes appliquées à la maintenance, à la télémesure, à la télécommande et à la poursuite sont identiques ou presque, ce qui rend les services compatibles. Le partage pourrait donc être possible entre le service de recherche spatiale (à proximité de la Terre) et le service d'exploitation spatiale; il n'est pas possible dans le cas du service de recherche dans l'espace lointain.

Du point de vue technique, le partage dans la bande de 6 à 10 GHz est beaucoup moins intéressant que dans la bande de 1 à 6 GHz, les principales raisons étant qu'aux environs de l'extrémité supérieure de la bande de 6 à 10 GHz la technique des antennes permettant d'obtenir la couverture quasi isotrope ou hémisphérique soulève plus de difficultés alors qu'en même temps les conditions de propagation sont moins bonnes que dans la bande de 1 à 6 GHz – en particulier que dans la partie inférieure de cette bande.

TABLEAU II – *Paramètres d'un système représentatif (à 8 GHz)*

Mode	Paramètres de systèmes	Recherche spatiale		Exploitation spatiale (jusqu'à l'altitude de l'orbite des satellites géostationnaires)
		A proximité de la Terre	Espace lointain	
Réception à la station terrienne	Largeur de bande de télémesure	100 kHz – 30 MHz	1 Hz – 4 MHz	100 kHz
	Largeur de bande de poursuite	100 kHz – 2 MHz	1 Hz – 40 MHz	500 kHz
	G/T de la station terrienne	25 – 45 dB(K^{-1})	≈ 58 dB(K^{-1})	26 – 30 dB(K^{-1})
Emission par la station terrienne	Largeur de bande de télécommande	100 kHz	1 Hz – 3 MHz	100 kHz
	Largeur de bande de poursuite	100 kHz – 2 MHz	1 Hz – 40 MHz	500 kHz
	p.i.r.e. de la station terrienne	70 – 90 dBW	110 – 120 dBW	75 dBW

3. Conclusions

Le partage entre le service de recherche spatiale (à proximité de la Terre) et le service d'exploitation spatiale pourrait être possible dans la bande de 1 à 10 GHz. Pour des raisons techniques et de propagation, la partie inférieure de la bande est plus intéressante que la partie supérieure. Le partage n'est pas possible entre le service de recherche dans l'espace lointain et le service d'exploitation spatiale.

Dans les bandes partagées, on peut maintenir les brouillages à un niveau négligeable à condition que les assignations de fréquences soient faites très soigneusement, compte tenu des dispositions de l'Article 11 du Règlement des radiocommunications.

SECTION 2D - SATELLITES RELAIS DE DONNEES

RAPPORT 848-2

CARACTÉRISTIQUES DES SYSTÈMES A SATELLITES RELAIS DE DONNÉES

(Question 11/2)

(1982-1986-1990)

1. Principes des satellites relais de données

Un satellite relais de données est un satellite servant à retransmettre des données entre des stations spatiales et des stations terriennes.

L'objet du présent Rapport est de donner une description générale des liaisons de télécommunication entre les stations terriennes et les stations spatiales en orbite basse qui utilisent un ou plusieurs satellites géostationnaires comme relais intermédiaires. Il conviendra de consulter les Rapports 846 et 847 pour plus amples informations en ce qui concerne le partage et la compatibilité avec d'autres services et le partage à l'intérieur du service de recherche spatiale.

L'Annexe I contient la description d'un système à satellites relais de données mis au point par les Etats-Unis d'Amérique et qui est actuellement exploité. Les Annexes II et III contiennent des descriptions de systèmes à satellites relais de données dont l'utilisation est proposée pour l'avenir.

Avant l'apparition des systèmes à satellites relais de données, les Etats-Unis d'Amérique, les pays d'Europe et d'autres pays ne pouvaient utiliser un réseau mondial de stations terriennes pour recevoir des télémesures provenant des instruments installés à bord des engins spatiaux, les données étant ensuite réacheminées par les stations terriennes vers les centres de traitement, sur divers supports. Outre la réception des données scientifiques recueillies par les engins spatiaux, le réseau de stations terriennes assure la transmission des commandes qui leur sont adressées et associe aux données reçues des renseignements complémentaires tels que la distance à laquelle l'engin spatial se trouvait de la station, le taux de variation de cette distance et l'heure de réception des données.

L'objet essentiel d'un système à satellites relais de données est d'améliorer l'efficacité de la transmission aux stations terriennes des données scientifiques rassemblées par les engins spatiaux et de réduire le coût de cette opération, ainsi que d'améliorer la fiabilité et la continuité des communications avec les stations spatiales habitées et les autres engins spatiaux en orbite basse. Le système exploité peut se composer de deux satellites géostationnaires séparés par un maximum d'environ 130 degrés de longitude s'ils communiquent avec une seule station terrienne, ou d'environ 180 degrés s'ils sont exploités à l'aide de deux stations terriennes distinctes. Ainsi, un système à satellites relais de données non seulement peut remplacer un réseau de 10 à 20 stations terriennes mais encore offre un potentiel accru de collecte de données et de communication avec l'engin spatial sur orbite basse.

Un satellite relais de données doit assurer au moins quatre liaisons distinctes:

- liaison aller Terre-espace, de la station terrienne au satellite relais de données (parfois appelée liaison montante);
- liaison aller espace-espace, du satellite relais de données à l'engin spatial sur orbite basse (parfois appelée liaison aller),
- liaison retour espace-espace, de l'engin spatial placé sur orbite proche de la Terre au satellite relais de données (parfois appelée liaison retour);
- liaison retour espace-Terre, du satellite relais de données à la station terrienne (parfois appelée liaison descendante).

Pour assurer ces liaisons, il faut disposer de quatre bandes de fréquences distinctes et prévoir une bande de garde entre signaux émis et signaux reçus par le satellite relais de données. En raison de la diversité des besoins des engins spatiaux placés sur orbite basse notamment en ce qui concerne la largeur de bande requise à l'émission et la précision de pointage de l'antenne que l'on peut obtenir sur l'engin spatial proche de la Terre, certains engins relais de données peuvent assurer des liaisons espace-espace dans deux paires de bandes de fréquences, ou davantage.

2. Besoins de télécommunication des engins spatiaux placés sur orbite proche de la Terre exploitant les systèmes à satellites relais de données

La nouvelle génération d'engins spatiaux placés sur orbite basse sera composée de stations habitées en permanence, habitées périodiquement ou non habitées. Ces engins spatiaux seront capables d'emporter l'importante charge utile que représentent les multiples montages expérimentaux et instruments nécessaires pour l'observation de la Terre, les sciences spatiales, l'astronomie, l'étude de la vie, le traitement des échantillons embarqués et diverses autres applications. Ils pourront aussi emporter des instruments de plus en plus complexes assurant les commandes d'orientation de l'engin spatial et de son orbite, ainsi que la gestion de ses systèmes d'alimentation, de climatisation et de protection de la vie. De nombreuses expériences impliqueront une surveillance vidéo régulière et l'utilisation de robots pour le traitement des échantillons dans l'espace ne pourra se faire qu'à l'aide de liaisons vidéo en temps réel. Les astronautes ont également besoin de liaisons téléphoniques bidirectionnelles en temps réel ainsi que de liaisons vidéo aussi bien dans le sens espace-Terre que Terre-espace. Il faut aussi des liaisons espace-Terre pour que le personnel au sol contrôle le déroulement des activités à bord mais aussi à des fins d'information. En outre, il faut des liaisons Terre-espace pour que le personnel au sol puisse montrer aux astronautes le fonctionnement de certains équipements et leur retransmettre des programmes télévisés. Pour répondre à ces multiples besoins de communication interdépendants, on met actuellement au point des réseaux de transmission de données complexes.

Les satellites relais de données peuvent être appelés à assurer divers types de liaison avec ces engins spatiaux, dans le cadre de l'une ou plusieurs des fonctions suivantes:

- transmission de commandes, pour lesquelles il est nécessaire de disposer d'une liaison numérique de haute qualité. En général, le débit binaire est assez faible, de quelques dizaines à quelques centaines de kbit/s, selon la complexité de l'engin spatial.

- transmission de données, de logiciels de commande, de signaux de synchronisation, etc., destinés à contrôler les systèmes associés à l'engin spatial ou aux expériences et autres charges embarquées; il est nécessaire de disposer d'une liaison de haute qualité. On peut l'obtenir en recourant à des techniques de correction d'erreur directe sans voie de retour et de détection d'erreur avec demande de répétition sélective. Dans certains cas, le débit de données demandé est plus élevé, pouvant atteindre plusieurs Mbit/s pour accueillir les nombreux flux de données différents;
- retour des données de télémesure communiquées par l'engin spatial. Dans des conditions de fonctionnement normales, il peut être nécessaire de prévoir un débit de plusieurs centaines de kbit/s. Parfois, il y a également lieu de prévoir un mode de secours (quelques kbit/s seulement);
- envoi des données expérimentales recueillies par l'engin spatial. Le débit ici peut varier de quelques kbit/s à plusieurs centaines de Mbit/s selon la charge embarquée. Elle peut comprendre un radar à haute résolution et des capteurs-imageurs, dont chacun peut présenter des débits de sortie parfois supérieurs à 100 Mbit/s;
- détermination de la position de l'engin spatial par signaux bidirectionnels de mesure de distance. Ce type de signal occupe en général une bande étroite mais peut imposer une porteuse ou sous-porteuse distincte;
- communication téléphonique bidirectionnelle avec l'équipage des engins spatiaux habités;
- liaisons vidéo dans les deux sens.

Les besoins de communication d'un engin spatial associé à un système à satellites relais de données couvrent en général les liaisons directes espace-Terre et espace-espace entre des stations spatiales proches les unes des autres, non traitées ici. Les caractéristiques de la liaison de télécommunication assurée par l'intermédiaire du satellite relais de données varient généralement selon la phase de la mission et l'état opérationnel de l'engin spatial. A tout moment, l'une des liaisons suivantes peut être demandée:

- liaison bidirectionnelle à très faible débit binaire (quelques kbit/s), assurée par une antenne omnidirectionnelle installée sur l'engin spatial sur orbite basse. Ces liaisons sont utilisées pendant le lancement ou le retour des engins spatiaux dans l'atmosphère lorsqu'il n'est pas possible de déployer une antenne à gain élevé, ou en cas de perte de contrôle de l'orientation de l'engin spatial. Les liaisons à faible débit binaire servent aussi pour les fonctions de poursuite, de télémesure et de commande en orbite;
- liaison unidirectionnelle ou bidirectionnelle à faible débit (typiquement quelques dizaines de kbit/s tout au plus) assurée par l'intermédiaire d'un certain nombre d'antennes fixes à faible gain installées sur l'engin spatial sur orbite basse, dont l'une quelconque peut être mise en service lorsque le satellite relais de données se trouve dans le secteur couvert correspondant, par pointage en boucle ouverte seulement;

- liaisons à faible débit (typiquement quelques kbit/s à l'aller et quelques Mbit/s du retour) assurées par des antennes orientables installées sur l'engin spatial sur orbite basse, caractérisées par un gain relativement peu élevé, pouvant être orientées en direction du satellite relais de données, uniquement par pointage en boucle ouverte;

- liaison aller et liaison retour associée à débit moyen (jusqu'à quelques dizaines de Mbit/s) assurées au moyen d'antennes orientables à grand gain sur l'engin spatial à orbite basse, qui nécessitent un pointage actif en boucle fermée pour les diriger vers le SRD;

- liaisons aller à débit moyen associées à des liaisons retour à haut débit (jusqu'à des centaines de Mbit/s) assurées au moyen d'antennes orientables à grand gain sur l'engin spatial à orbite basse, qui nécessitent un pointage actif en boucle fermée pour les diriger vers le SRD.

3. Bandes de fréquences préférées

Deux considérations principales peuvent orienter le choix des fréquences à utiliser pour les liaisons espace-espace. On peut vouloir maintenir les mêmes fréquences que pour les liaisons directes, afin que l'engin spatial sur orbite basse puisse établir avec un même terminal des liaisons directes avec la Terre et des liaisons par l'intermédiaire du satellite-relais. Ce point de vue s'applique notamment aux liaisons de poursuite, de télémesure de maintenance et de télécommande. On peut profiter de l'absence d'atmosphère entre l'engin spatial sur orbite basse et le satellite-relais pour utiliser des fréquences plus élevées, peu encombrées et offrant de plus grandes largeurs de bande et la possibilité de très grands gains d'antenne. Ce point de vue s'applique notamment aux transmissions de données des missions. En outre, l'atténuation des hautes fréquences par l'atmosphère terrestre contribuera à réduire le risque de brouillage mutuel entre les systèmes de Terre et les liaisons espace-espace.

Pour des raisons techniques, les liaisons établies avec les engins spatiaux équipés d'antennes omnidirectionnelles ou d'antennes à faible gain orientées exclusivement par pointage en boucle ouverte sont généralement assurées de préférence dans la bande 9.

Pour les liaisons à débit moyen (jusqu'à plusieurs dizaines de Mbit/s), là où les gains d'antenne doivent être le plus élevé, on préfère, toujours pour des raisons techniques, les fréquences de la bande 10.

Pour les liaisons à débit élevé, il est nécessaire de prévoir une largeur de bande importante et certains engins spatiaux peuvent exiger des liaisons avec des débits binaires représentant au total plusieurs centaines de Mbit/s au retour (liaison retour et liaison descendante) et plusieurs dizaines à l'aller (liaison montante et liaison à l'aller). Un seul satellite relais de données pourra devoir traiter simultanément les signaux émanant de plusieurs engins spatiaux sur orbite basse et il sera donc parfois nécessaire que ce satellite accepte des débits pouvant atteindre 1 Gbit/s au retour et 100 Mbit/s à l'aller. La conception des techniques de modulation doit autoriser un fonctionnement dans les strictes conditions de masse autorisée et d'énergie disponible, limitées aussi bien à bord de l'engin spatial sur orbite basse qu'à bord du satellite relais de données. Les techniques appropriées - par exemple, modulation de phase associée à un codage de correction d'erreur directe sans voie de retour à demi-debit, impliquent un rapport largeur de bande/débit d'environ 1,6 hertz par bit/s. Ainsi, il faut une largeur de bande totale pouvant atteindre 1,6 GHz en retour et 200 MHz vers l'avant. Pour des raisons techniques, on préfère donc les bandes de fréquences 10 ou 11.

On trouvera aussi des renseignements sur les meilleures fréquences pour les liaisons espace-espace dans les textes suivants:

- Rapport 982 pour les satellites d'exploration de la Terre;
- Rapport 984 pour les engins spatiaux de recherche spatiale au voisinage de la Terre;
- Rapport 849 pour les engins spatiaux de recherche dans l'espace lointain.

On étudie également l'utilisation de systèmes optiques à laser et des systèmes expérimentaux de liaison optique interorbite sont en cours d'élaboration. Des renseignements complémentaires sur ces types de système sont donnés dans le Rapport 680.

4. Conclusions

Les systèmes à satellites relais de données peuvent remplacer de complexes réseaux mondiaux de stations terriennes et améliorer la disponibilité et la continuité des communications entre la Terre et les engins spatiaux placés en orbite basse. De nouveaux engins spatiaux, habités et inhabités, exploiteront de tels systèmes, qui répondront à leurs besoins de communication, de plus en plus nombreux.

ANNEXE I

Le système à satellites relais de poursuite et de transmission de données (SPRD) mis au point par les Etats-Unis

1. Communications aux débits binaires faibles et moyens

Les débits binaires auxquels la plupart des engins spatiaux scientifiques transmettent leurs données sont modérés; ils sont en règle générale compris entre 1 et 250 kbit/s. Le système de poursuite et de relais de données (SPRD) est capable de retransmettre simultanément à la station terrienne SPRD les données en provenance d'au plus 20 engins spatiaux placés sur des orbites de faible altitude. Le sous-système chargé de cette fonction utilise la fréquence 2287,5 MHz. La possibilité de recevoir jusqu'à 20 trains de données émis sur la même fréquence et provenant chacun d'un engin spatial différent est obtenue grâce à l'emploi de techniques de multiplexage par division du code et du montage, à bord du satellite SPRD, d'un réseau d'éléments d'antenne en phase à faisceaux multiples. A bord des engins spatiaux à faible altitude, les données scientifiques modulent la porteuse d'émission selon un code à pseudo-bruit (PB); ces signaux sont reçus par une antenne à 30 éléments portée par le satellite SPRD. Les renseignements recueillis par chacun de ces 30 éléments sont isolés selon des méthodes de multiplexage en fréquence, transposés sur la fréquence 13,5 GHz puis retransmis à la station terrienne SPRD. Dans cette station, les trains de données ainsi reçus des 30 éléments de l'antenne sont démultiplexés; chacun d'eux subit un léger déphasage puis ils sont recombinés. Ces déphasages ont pour effet de créer un faisceau synthétique d'éléments en phase. Le déphasage appliqué à chacun des 30 trains de données reçus du satellite est choisi de manière à rendre maximal le signal d'après la position prévue pour le satellite lequel, en fait, «pointe» ce faisceau synthétisé en direction des engins spatiaux à faible altitude. Tandis que ces derniers se déplacent sur leurs orbites, on fait varier les déphasages appliqués aux signaux captés par les 30 éléments d'antenne, de manière que le faisceau synthétique «poursuive» les engins spatiaux.

Le faisceau synthétique une fois formé, on traite le signal amplifié afin d'éliminer la modulation par code PB. Ce traitement renforce encore le signal de données tout en supprimant les brouillages ainsi que les composantes des signaux reçus des 19 autres satellites scientifiques sur la même fréquence centrale.

De la façon dont le système est réalisé, le nombre total des engins spatiaux scientifiques qui peuvent utiliser simultanément cet accès multiple au SPRD est limité par le nombre des ordinateurs de traitement installés à la station terrienne SPRD. Comme l'installation comporte 20 de ces ordinateurs, il y a au plus 20 satellites scientifiques qui peuvent accéder simultanément au système, quel que soit le nombre de ces satellites effectivement sur orbite.

Le système à accès multiple ne sert pas uniquement à recevoir des données émises par les engins spatiaux à faible altitude, mais il est en outre capable de retransmettre à ces engins des signaux de commande provenant de la station terrienne SPRD. Dix-sept des 30 éléments du réseau d'antenne sont dotés de déphaseurs programmables. On peut, sous la commande de la station terrienne SPRD, se servir de ces éléments pour constituer un faisceau d'émission à éléments en phase unique que l'on peut orienter en direction de l'un des satellites scientifiques. L'information de commande d'accès multiple est transmise de la station terrienne à un satellite SPRD sur la fréquence 14,8 GHz; au satellite, elle est transposée sur la fréquence 2106,4 MHz puis retransmise à l'engin spatial de faible altitude. Pour qu'un et un seul de ces engins spatiaux réponde à la commande d'accès multiple, cette commande est modulée sur un train de données codées en PB. Les émetteurs-récepteurs des engins spatiaux scientifiques ne répondent qu'à un et un seul code PB. L'emploi de cette modulation a aussi pour effet de disperser l'énergie du signal de commande dans une bande de 6,2 MHz de largeur. Cet étalement de spectre réduit la puissance surfacique à la surface de la Terre, tout en permettant aux engins spatiaux à faible altitude de recevoir les signaux de commande avec un champ de niveau utilisable.

Chaque réseau d'éléments d'antenne en phase du SPRD ne pouvant former qu'un seul faisceau d'émission à la fois, le nombre des liaisons de commande d'accès multiple correspond à celui des satellites SPRD opérationnels.

2. Communications à débit binaire élevé

Pour qu'il puisse relayer des signaux de télémesure à débit binaire élevé en direction et en provenance des engins spatiaux scientifiques, chaque satellite SPRD est muni de deux réflecteurs paraboliques orientables de 4,9 m de diamètre. Chacune de ces deux antennes sert à poursuivre un satellite à faible altitude et à retransmettre des signaux entre ce satellite et la station terrienne SPRD. Les antennes sont munies d'une double alimentation et peuvent de ce fait fonctionner soit dans la bande 9, soit dans la bande 10. Une autre antenne de 2 m, uniquement pour la bande 10, retransmet les données en direction et en provenance du satellite SPRD et de la station terrienne SPRD. Pour les communications à débit binaire élevé, les satellites SPRD jouent uniquement le rôle de répéteurs-changeurs de fréquence. La désignation de la bande (9 ou 10) se réfère uniquement à la bande dans laquelle ont lieu des communications du SPRD à destination des engins spatiaux à faible altitude.

2.1 *Communications à débit binaire élevé dans la bande 9*

Le système de télécommunication à débit binaire élevé du SPRD dans la bande 9 (encore appelé système à accès unique dans la bande S, ou système SSA) transmet des signaux du satellite SPRD aux engins spatiaux à faible altitude dans la bande 2025 à 2110 MHz. La largeur de bande utilisable de ce système est de 20 MHz mais, pour la plupart des applications, le signal relayé est un signal MDP codé en pseudo-bruit et d'une largeur de 6,2 MHz. Le débit binaire maximal que l'on puisse obtenir avec un signal ainsi codé est de 1 Mbit/s. La largeur de bande de 20 MHz du système SPRD permet d'établir des communications à débit binaire élevé en modulation MDP avec codage autre que le codage PB si on demande au système de pouvoir fonctionner ainsi.

Les fréquences sur lesquelles les satellites SPRD reçoivent les données provenant de la station terrienne SPRD qu'ils doivent retransmettre aux engins spatiaux à faible altitude sont les fréquences 14,68 et 14,72 GHz.

Les liaisons dans le sens satellites scientifiques-SPRD se font dans la bande 2200 à 2290 MHz. Les satellites scientifiques émettent dans une voie de 10 MHz de largeur située dans la bande ci-dessus; leurs émissions consistent généralement en signaux codés PB de 6,2 MHz de largeur de bande. Avec ce codage, le débit binaire maximal que l'on peut obtenir est d'environ 1 Mbit/s, mais le système SPRD peut fonctionner jusqu'à 5 Mbit/s dans les cas où l'on emploie un autre type de codage.

Les deux voies à débit binaire élevé de la bande 9 sont, à bord du satellite SPRD, transposées dans la bande 10 pour les émissions à destination de la station terrienne SPRD. Ces liaisons espace-Terre sont assurées respectivement sur les fréquences 13,768 et 13,698 GHz.

2.2 *Communications à débit binaire élevé dans la bande 10*

Le système de télécommunication à débit binaire élevé du SPRD dans la bande 10 (encore appelé système à accès unique dans la bande K, ou système KSA) transmet des signaux du satellite SPRD aux engins spatiaux à faible altitude sur la fréquence 13,775 GHz.

Alors que ce système est capable de relayer des données modulées en MDF jusqu'à 25 Mbit/s, le signal transmis consiste généralement en un train de données codées en pseudo-bruit d'une largeur de 6,2 MHz et d'un débit binaire au plus égal à 1 Mbit/s. Le débit binaire maximal réel dépendra du gain et de la température de bruit du récepteur de l'engin spatial à faible altitude. Pour ce service, les liaisons Terre-SPRD correspondantes sont assurées sur les fréquences 14,625 et 15,2 GHz.

On dispose d'une voie unique pour recevoir les émissions à débit binaire élevé en provenance des engins spatiaux à faible altitude. Cette voie a une largeur de bande de 225 MHz et sa fréquence centrale est de 15,0 GHz. Lorsque deux engins spatiaux de faible altitude émettent simultanément sur cette fréquence à destination du satellite SPRD, l'une des émissions est à polarisation circulaire dextrorsum, l'autre à polarisation circulaire sinistrorsum. La discrimination de polarisation résultante, associée à la discrimination d'antenne du SPRD, suffit pour séparer les deux signaux. Ceux-ci sont retransmis à la station terrienne SPRD sur les fréquences respectives de 13,53 et 13,93 GHz.

3. Opérations de détermination de distance dans le système SPRD

Pour l'accomplissement de la mission d'un engin spatial, il est extrêmement important que l'on dispose de renseignements sur ses paramètres orbitaux. A cet effet, deux types d'opération de détermination de la distance sont effectués par le système SPRD. Le premier est destiné à fournir des renseignements sur la longueur totale du trajet de communication entre la station terrienne SPRD et un engin spatial à faible altitude. Il faut cependant noter que, cette mesure impliquant un relais par le satellite géostationnaire SPRD, toute modification de la position de ce dernier affecte le résultat de la mesure. Le second type d'opération (appelé «détermination de distance bilatérale») a pour objet de fournir des renseignements précis sur l'emplacement des satellites SPRD, de telle sorte qu'il puisse être tenu compte du mouvement de l'un d'eux lors de la détermination de la position d'un engin spatial à faible altitude.

Dans les deux cas, le mode opératoire est le même. Il repose sur la détermination du temps que met un signal pour effectuer le trajet allant de la station terrienne SPRD à l'engin spatial à faible altitude en passant par le satellite SPRD, suivi d'un trajet inverse. Le trajet station terrienne-satellite SPRD-engin spatial a environ 70 000 km de longueur. Le signal met environ 0,5 s pour faire son aller et retour. En mesurant cette durée avec précision et en tenant compte du retard dû à la traversée des appareils ainsi qu'à divers autres facteurs connus, on peut calculer, à quelques dizaines de mètres près, la distance de l'émetteur-récepteur de l'engin spatial à faible altitude. Comme nous l'avons dit plus haut, ce système de détermination de la distance peut être utilisé de deux manières:

- si l'émetteur-récepteur se trouve en un point connu à la surface de la Terre, on peut ainsi déterminer la position du satellite SPRD (en fait, pour déterminer avec précision la position du satellite géostationnaire SPRD, il faut procéder à des mesures avec plusieurs émetteurs-récepteurs situés en des points différents à la surface de la Terre);
- si l'émetteur-récepteur est installé à bord d'un engin spatial à faible altitude et si l'on effectue plusieurs mesures de distance et de variation de distance, on peut connaître avec précision les mouvements du satellite scientifique sur son orbite.

La mise en œuvre de ce système de mesure de la distance comporte la modulation d'une longue séquence en code de distance à pseudo-bruit en quadrature avec l'information servant de support au signal à pseudo-bruit. Ce code de distance est utilisable aussi bien avec le système à débit binaire faible qu'avec celui à débit binaire élevé.

Le système «bilatéral» utilisé pour déterminer la position du satellite SPRD fonctionne dans la bande 9 avec débit binaire faible. Les terminaux terriens reçoivent sur la fréquence 2106,4 MHz et émettent sur la fréquence 2287,5 MHz, les largeurs de bande étant respectivement de 6,2 MHz et 5 MHz. Ils sont dotés d'antennes ayant un gain de 23 dB et leur p.i.r.e. est de 35 dBW.

4. Transmission de signaux de temps

Une fois que la distance à l'émetteur-récepteur d'un engin spatial utilisateur du système SPRD a été déterminée comme on vient de le dire au § 3 ci-dessus, la durée de propagation d'un signal de la station terrienne à cet engin est connue. Cette donnée permet de transmettre des informations de temps précises à l'intention de l'émetteur-récepteur. De cette manière, tant les engins spatiaux scientifiques que certaines installations situées au sol peuvent recevoir des informations de temps très exactes. Les méthodes mises en œuvre pour le transfert de ces informations par l'intermédiaire du réseau SPRD ont été arrêtées. Le système utilise la liaison SPRD normale à faible débit binaire. La durée de transmission est compatible avec les spécifications des terminaux terriens du système «bilatéral» et avec celles des émetteurs-récepteurs à débit binaire faible des engins spatiaux à basse altitude.

5. Simulation et essais des engins spatiaux

Avant de lancer un engin spatial, on doit contrôler à fond tous les systèmes qu'il comporte. Pour essayer les systèmes de télécommunication d'un engin spatial avant son lancement, on connecte à un terminal de simulation, par des liaisons métalliques, des stations simulant les engins spatiaux et situées là où doivent avoir lieu les lancements. On procède ainsi à des essais de tout le système constitué par les engins spatiaux, le satellite SPRD et la station terrienne SPRD.

Deux autres terminaux de simulation sont utilisés pour les essais de certaines parties des systèmes de télécommunication. Ils sont situés au Goddard Space Flight Center et à la station terrienne SPRD.

6. Liaison de commande et de contrôle du SPRD

Le système SPRD comporte deux systèmes indépendants de commande et de télémesure, l'un en service dans la bande 10, l'autre de secours dans la bande 9. Le premier utilise l'antenne de 18 m de la station terrienne SPRD; il fonctionne avec une p.i.r.e. de 80,3 dBW. Les signaux de télémesure sont transmis à la station terrienne SPRD sur la fréquence 13,731 GHz et ceux de télécommande sont transmis de la station terrienne sur la fréquence 14,786 GHz.

Le système de secours de commande et de télémesure entre automatiquement en service en cas de défaillance de la commande d'orientation d'un satellite SPRD. Les signaux de télémesure sont émis par une antenne équidirective du satellite SPRD sur la fréquence 2210 MHz. Le système de commande de secours correspondant fonctionne sur la fréquence 2036 MHz.

De plus, la station terrienne transmet aux satellites SPRD une fréquence pilote très stable de 15,15 GHz. A bord d'un satellite, cette fréquence joue le rôle de fréquence de référence, grâce à quoi les diverses opérations de transposition de fréquence sont exécutées avec précision.

7. Résumé des caractéristiques du SPRD

Le Tableau I ci-après donne les caractéristiques techniques du système à satellites-relais de données (SRD) mis au point aux Etats-Unis. Ce tableau est extrait du Rapport 537 (Kyoto, 1978):

TABLEAU I

Caractéristiques techniques du système SPRD

	Liaison vers l'avant (aller)			Liaison de retour		
	Station terrienne vers station relais	Station relais vers engin de recherche		Engin de recherche vers satellite relais		Station relais vers station terrienne
Bande de fréquences	Bande 10	Bande 9	Bande 10	Bande 9	Bande 10	Bande 10
Largeur de bande radioélectrique (MHz)	330	10	50	10	225	500
Rapidité de modulation (Mbit/s)	(1)	0,1	jusqu'à 50	1	jusqu'à 225	(2)
Station terrienne						
p.i.r.e. (dB(W/Hz))	4					
Satellite relais						
Gain de l'antenne réceptrice (dB)	50			36	50	
Température de bruit du système récepteur (K)	2300			720	2300	
p.i.r.e. (dB(W/Hz))		−28	−26			−26
Engin de recherche						
Température de bruit du système récepteur (K)		800	2050			
p.i.r.e. (dB(W/Hz))				−51 (3)	−49 (3) à −28	
Station terrienne						
Température de bruit du système récepteur (K)						420

(1) Ensemble de tous les signaux envoyés à l'engin de recherche.
(2) Ensemble de tous les signaux reçus de l'engin de recherche.
(3) La valeur réelle dépend de l'altitude du satellite utilisateur.

BIBLIOGRAPHIE

GERWIN, H. L. [1971] ATS-F and -G system summary. *Communication Satellites for the 70's Systems*, Vol. 26, 191.

REDISCH, W. N. [1975] ATS-6 description. IEEE Electronics and Aerospace Systems Convention (EASCON '75) Convention Record 153-C.

SCHMID, P. E., TRUDELL, B. J. et VONBUN, F. O. [1975] ATS-6 satellite-to-satellite tracking and data relay experiments. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems*, Vol. AES-11, 6.

SCHWARTZ, L., SMITH, J. N., POPOVICH, B. et DOD, L. R. [1971] Data relay satellite phased array. *Communication Satellites for the 70's Technology*, Vol. 25, 277.

ANNEXE II

Le système européen à satellites relais de données (EDRS)

1. Introduction

Plusieurs études de conception sont en cours en Europe, qui visent à définir un système relais de données européen (EDRS) qui va assurer un service opérationnel de satellites relais de données qui répondra aux besoins de communication des satellites de la Plate-forme polaire européenne, et du Satellite autonome visitable européen, qui relèvent du programme COLUMBUS, ainsi que de l'avion spatial européen HERMES, et pourra également desservir d'autres engins spatiaux européens ou non européens.

2. Configuration du système

Deux satellites relais géostationnaires sont prévus, le premier à 44° de longitude ouest, et le second à 59° de longitude est.

Chacun de ces deux satellites relais pourra desservir un certain nombre d'engins spatiaux de recherche au moyen d'antennes indépendantes totalement orientables assurant une liaison inter-orbite. Différentes configurations sont envisagées, comprenant de deux à quatre antennes, dotées d'un réflecteur de 2,5 à 3 mètres de diamètre et desservant chacune un utilisateur (technique d'accès unique). Chaque antenne sera dotée d'un système d'alimentation fonctionnant dans la bande 10 ou de deux systèmes dont la configuration permettra à l'antenne d'être exploitée dans la bande 9 ou dans la bande 10.

Chaque satellite relais de données desservira les stations terriennes de la région visible de la Terre au moyen de deux antennes de liaison de connexion, fonctionnant dans les bandes 27,5 à 30,0 GHz dans le sens Terre-espace et 17,7 à 20,2 GHz au retour (espace-Terre). L'antenne primaire assurera la couverture de la plus grande partie de l'Europe occidentale. L'antenne secondaire, totalement orientable, pourra desservir toute station terrienne visible du satellite.

Le système EDRS diffère des autres systèmes à satellites relais de données par sa configuration de communication décentralisée, qui sépare les fonctions de commande du satellite relais des fonctions de relais de données proprement dites, et permet à différentes stations terriennes situées en des points différents de communiquer avec chacun des engins de recherche placés en orbite basse. On prévoit d'assurer une protection contre le brouillage dû à la liaison de connexion aller en équipant les répéteurs de liaison aller installés à bord du satellite-relais de données de convertisseurs de fréquence, syntonisables par télécommande, et en assignant des fréquences propres aux stations terriennes et aux engins spatiaux utilisateurs.

3. Communications par le système européen à satellites relais de données à débit faible ou moyen

Il est prévu d'utiliser le système européen à satellites relais de données pour assurer des communications à faible et moyen débits en exploitant les fréquences de la bande 9, de 2 025 à 2 110 MHz à l'aller et de 2 200 à 2 290 MHz au retour.

Pour le fonctionnement dans la bande 9, une antenne de liaison inter-orbitale, raccordée à un répéteur à conversion de fréquence syntonisable, assurera la poursuite par pointage en boucle ouverte de l'engin de recherche. Cette technique fait appel à des télécommandes séquentielles déduites de la connaissance des paramètres d'orbite.

La liaison aller acceptera des débits binaires compris entre 100 bit/s et 1 Mbit/s, et la liaison retour est prévue pour des débits compris entre 100 bit/s et 5 Mbit/s, avec modulation de phase directe ou combinée à un codage de pseudo-bruit, de débit nominal fixé à 3 méga-segments afin de réduire la puissance surfacique du signal.

4. Communications au moyen du système européen à satellites relais de données à débit élevé

Le système européen à satellites relais de données est prévu pour assurer des communications à fort débit binaire en exploitant à l'aller les fréquences de la bande 10, de 23,15 à 23,55 GHz et au retour de 25,25 à 27,50 GHz.

Dans cette bande, une antenne de liaison inter-orbitale sera initialement orientée par pointage en boucle ouverte vers l'engin de recherche, la poursuite étant ensuite assurée par pilotage d'antenne en boucle fermée.

La liaison aller pourra accepter des débits binaires compris entre 1 kbit/s et 25 Mbit/s, avec modulation de phase et la liaison de retour des débits compris entre 1 kbit/s et 600 Mbit/s, en utilisant un ou plusieurs canaux ayant chacun un débit binaire pouvant aller jusqu'à 150 Mbit/s, avec modulation de phase. Sur la liaison de retour, le codage convolutionnel à demi-débit, avec décodage au terminal terrien au moyen d'un décodeur de Viterbi à décision nuancée réduira utilement les densités de puissance du signal requises et protégera mieux le système contre le brouillage.

5. Communications au moyen du système européen à satellites relais de données à haut débit (système optique)

L'Agence spatiale européenne procède actuellement à la mise au point d'un système de communication inter-satellites optique expérimental pouvant être installé sur les satellites relais de données, en vue d'établir un service relais de données préopérationnel. Les spécifications provisoires de ce service sont analogues à celles du système à débit élevé exploité dans la bande 10.

6. Paramètres techniques de l'EDRS

Le Tableau II ci-dessous rassemble les paramètres techniques provisoires du système relais de données actuellement à l'étude en Europe.

TABLEAU II

Paramètres techniques de l'EDRS

	Direction vers l'avant			Direction en retour		
	Station terrienne vers satellite relais	Satellite-relais vers engin spatial utilisateur		Engin spatial utilisateur vers satellite relais		Satellite relais vers station terrienne
Fréquences (4)	27,9 à 30,0 GHz	2 025 à 2 110 MHz	23,15 à 23,55 GHz	2 200 à 2 290 MHz	25,25 à 27,5 GHz	17,7 à 20,2 GHz
Débit binaire par canal	(1)	jusqu'à 1 Mbit/s	jusqu'à 25 Mbit/s	jusqu'à 5 Mbit/s	jusqu'à 150 Mbit/s	(2)
Nombre de canaux par engin spatial utilisateur		1 (3)	1 (3)	1	jusqu'à 4	
p.i.r.e. de la station terrienne (dB(W/Hz))	28					
Température de bruit du système récepteur (K)						740
Gain de l'antenne réceptrice du satellite-relais (dB)	38			34	54	
Température de bruit du système récepteur (K)	1 600			760	1 660	
Densité spectrale de p.i.r.e. (dB(W/Hz))		-23	-9			-15
Gain de l'antenne réceptrice de l'engin spatial utilisateur (dB)		25	46			
Température de bruit du système de réception (K)		760	1 450			
Densité spectrale de p.i.r.e. (dB(W/Hz))				-29	-23	

Notes du Tableau II, Annexe II

(1) Ensemble de tous les signaux envoyés à l'engin spatial utilisateur.

(2) Ensemble de tous les signaux reçus de l'engin spatial utilisateur.

(3) Certains engins spatiaux utilisateurs emploieront des liaisons espace-espace dans la bande 10 en fonctionnement normal et des liaisons dans la bande 9 pour les opérations de secours et les équipements de redondance.

(4) Une liaison espace-espace optique préopérationnelle de complément est également à l'étude.

REFERENCE BIBLIOGRAPHIQUE

DICKINSON, A., DINWIDDY, S.E. et SANDBERG J. [août 1987] The European Data Relay System as Part of the In-Orbit Infrastructure - Bulletin de l'ASE, N° 51, 47-52.

ANNEXE III

Système à satellites-relais de données perfectionné
mis au point aux Etats-Unis

1. Introduction

Des études sont actuellement en cours aux Etats-Unis d'Amérique pour définir un système à satellites-relais de données plus élaboré qui remplacera l'actuel système TDRS. Le nouveau système sera un système moderne à satellites relais de données qui maintiendra les possibilités actuelles de continuité du service et fournira en outre une capacité accrue et de nouveaux services aux satellites. Il remplacera progressivement le système TDRS et, une fois complètement mis en oeuvre, il répondra aux besoins de communication et de poursuite pour la période 1995-2010.

2. Capacité du système

Ce nouveau système à satellites-relais de données devrait pouvoir être utilisé par les programmes nationaux et internationaux de stations spatiales, plusieurs satellites en orbite polaire et 10 à 25 autres satellites scientifiques. Afin de satisfaire les besoins de données pour l'exploitation de la station spatiale Freedom, il faudra que les débits binaires moyens dépassent occasionnellement 500 Mbit/s. D'autres besoins de communication à grande vitesse, par exemple pour les expériences en micropesanteur, l'étude des éruptions solaires et les observations biologiques conduiront peut-être à utiliser des débits de l'ordre du gigabit par seconde en l'an 2000.

3. Plan de fréquence

D'après les besoins actuels en matière de débit binaire, il faudra prévoir deux voies à 650 Mbit/s et deux voies à 300 Mbit/s par satellite relais de données. Compte tenu de la largeur de bande nécessaire, les liaisons entre la station terrienne et chaque satellite-relais (liaisons de connexion) seront sans doute assurées, à terme, grâce aux attributions du service fixe par satellite au voisinage de 20 GHz et de 30 GHz.

Les attributions actuelles au service de recherche spatiale à 2 GHz et 14 GHz sont insuffisantes pour répondre aux besoins de largeur de bande maximale des liaisons espace-espace; on peut donc penser que ces liaisons seront assurées grâce aux attributions dans les bandes supérieures à 20 GHz.

Compte tenu de ces besoins de données, l'étude porte essentiellement sur l'exploitation du système à satellites-relais de données dans les bandes de fréquences indiquées au Tableau III.

TABLEAU III

Largeur de bande et débit binaire nécessaires pour le satellite-relais de données perfectionné

DIRECTION	NOMBRE DE LIAISONS	DEBIT BINAIRE	BANDE DE FREQUENCES (GHz)
du satellite-relais à l'utilisateur (liaison vers l'avant)	2	100 Mbit/s	au-dessus de 20 GHz[1]
	4	50 Mbit/s	au voisinage de 15 GHz
	2	300 Kbit/s	au voisinage de 2 GHz
	2	10 Kbit/s	au voisinage de 2 GHz
de l'utilisateur au satellite-relais (liaison de retour)	2	650 Mbit/s	au dessus de 20 GHz[1]
	4	300 Mbit/s	au voisinage de 15 GHz
	2	6 Mbit/s	au voisinage de 2 GHz
	6	3 Mbit/s	au voisinage de 2 GHz
	2	10 Kbit/s	au voisinage de 2 GHz
de la Terre au satellite-relais (liaison montante)	2	à déterminer	au voisinage de 15 GHz au voisinage de 30 GHz
du satellite-relais à la Terre (liaison descendante)	1	à déterminer	au voisinage de 15 GHz au voisinage de 20 GHz

[1] y compris les bandes au voisinage de 60 GHz.

RAPPORT 982

SATELLITES RELAIS DE DONNÉES POUR LE SERVICE D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE

(Question 11/2)

(1986)

1. Introduction

Les futurs satellites d'exploration de la Terre (EES) opérationnels nécessiteront des systèmes de traitement de données capables d'absorber les débits binaires combinés de nombreux détecteurs imageurs de haute résolution. Les débits binaires correspondants en provenance de ces satellites EES sur orbite basse pourront s'élever à 600 Mbit/s et nécessiteront de grandes largeurs de bande, dont on ne dispose qu'à des fréquences supérieures à 10 GHz. Or, au-dessus de 10 GHz, la puissance surfacique nécessaire et les contraintes techniques limitent fortement l'intérêt des émissions directes d'un EES vers une station terrienne. Du fait de ces contraintes et des conditions à remplir pour une couverture mondiale, un satellite relais synchrone sera nécessaire. Le satellite relais sera conçu de façon à relayer simultanément les liaisons de données à 600 Mbit/s de deux EES sur orbite basse vers une seule station terrienne. Chaque liaison de données nécessitera une largeur de bande de transmission de 800 MHz, pour une largeur de bande totale requise de 1800 MHz, avec bandes de garde.

Le présent Rapport décrit les bandes de fréquences préférées et les conditions de partage pour un satellite relais capable de desservir simultanément deux futurs satellites EES à large bande, et il analyse les caractéristiques techniques d'une réalisation possible d'un tel satellite relais opérationnel.

Le système de télécommunication nécessaire pour transmettre une aussi grande masse de données peut se composer de deux liaisons de données à large bande et d'une liaison de télécommande à bande étroite, comme le représente la Fig. 1. Les liaisons requises sont les suivantes:

- une liaison espace vers Terre allant du satellite relais à une station terrienne située au voisinage d'un grand centre de traitement de données. Ce secteur ressemblera à un trajet descendant du service fixe par satellite;
- une liaison de données espace-espace allant de l'EES sur orbite basse à un satellite géostationnaire. Cette liaison peut emprunter n'importe quelle portion de spectre qui ne pose pas de problème de partage et pour laquelle la technique fournira dans un proche avenir un système réalisable. La portion du spectre de 25 à 30 GHz semble convenir pour cette liaison, du point de vue du partage des fréquences et de la technologie;
- en outre, une voie pour la retransmission des commandes via le satellite relais est nécessaire pour commander l'EES. Si les liaisons de service (station terrienne vers satellite relais et satellite relais vers EES) sont établies sur des fréquences suffisamment proches de celles des liaisons de données à large bande de l'EES, leur section espace-espace peut utiliser les antennes orientables à gain élevé requises à bord de l'EES et des engins spatiaux constituant les satellites relais pour la transmission de données.

2. Liaison de données allant du satellite relais à la Terre

Comme la liaison de données à large bande allant du satellite relais à la Terre est assimilable à un système du service fixe par satellite, on pourrait l'établir dans la portion de 15 à 20 GHz du spectre, où l'on dispose de la largeur de bande requise, soit 1800 MHz. Le Tableau I contient un exemple typique de calcul de liaison pour un trajet descendant d'un satellite relais à une station terrienne; ce calcul conduit à une valeur de 13 dB pour le rapport de la puissance totale de la porteuse à la somme du bruit et du brouillage et à une valeur de 10^{-6} pour la probabilité d'erreur binaire.

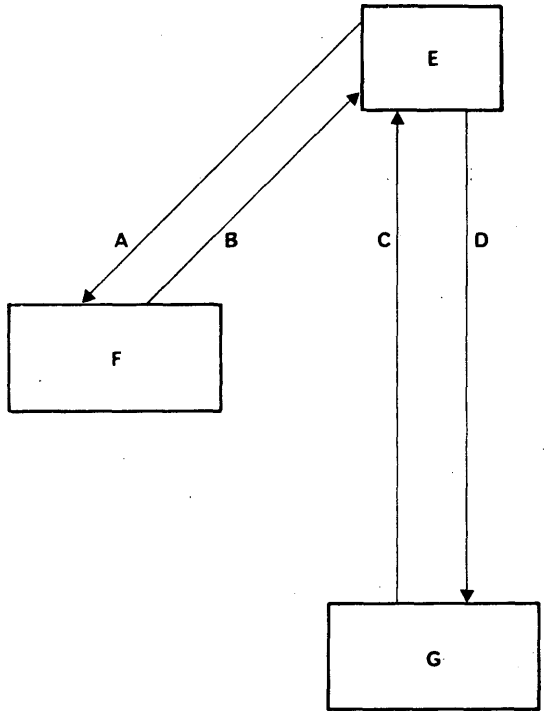


FIGURE 1 – *Système opérationnel de transmission de données entre l'EES et un satellite relais*

A : liaison de service allant du satellite relais à l'EES
B : liaison allant de l'EES au satellite relais
C : liaison de service allant de la Terre au satellite relais
D : liaison de données allant du satellite relais à la Terre
E : satellite relais pour retransmission de données
F : satellite d'exploration de la Terre (EES)
G : grand centre de traitement de données

TABLEAU I – *Caractéristiques d'une liaison typique allant du satellite relais à la station terrienne (au voisinage de 19 GHz, largeur de bande de 800 MHz)*

Puissance d'émission du satellite relais (dBW)	12,3
Gain à l'émission du satellite relais (dBi) (diamètre d'antenne: 3 m)	52,5
p.i.r.e. (dBW)	64,8
Affaiblissement dû à l'étalement (40 600 km, angle de site de 10°) (dB)	−163,2
Conversion de la largeur de bande (MHz/800 MHz) (dB)	−29,0
Absorption atmosphérique (dB)	−1,2
Affaiblissement dû aux précipitations (dB)	−5,5
Affaiblissement dû aux nuages (dB)	−4,0
Affaiblissements divers (dB)	−1,0
Aire équivalente de l'antenne du récepteur S (diamètre de 12,2 m à 19 GHz) (10 log S)	+18,9
Conversion de la largeur de bande (Hz/MHz) (dB)	−60,0
Densité spectrale de puissance à la réception (dB(W/Hz))	−180,2
Densité spectrale de bruit dans le système du récepteur (T = 400 K) (dB(W/Hz))	−200,6
Rapport porteuse/bruit sur le trajet descendant (dB)	20,4
Marge de protection (dB)	3,0
Valeur requise du rapport porteuse/bruit sur le trajet descendant (dB)	17,4

3. Liaison de données allant de l'EES au satellite relais

Pour choisir les caractéristiques du trajet montant de l'EES au satellite relais, il faut tenir compte de la puissance disponible, des diamètres admissibles pour les antennes et des possibilités de pointage des deux engins spatiaux (l'EES et le satellite relais).

On a analysé la relation existant entre la puissance de l'émetteur, le diamètre des antennes et la fréquence porteuse pour déterminer les caractéristiques de l'EES correspondant à une puissance minimale. Dans cette analyse, on a supposé un débit binaire de 600 Mbit/s, un rapport porteuse/bruit de 14,9 dB et une distance maximale de 51 000 km entre l'orbite des satellites géostationnaires et un engin spatial sur orbite à 5000 km. On a supposé aussi que les précisions de pointage et les ouvertures de faisceau minimales étaient les suivantes:

- Précision de pointage de l'EES = 0,1°
- Ouverture de faisceau minimale = 0,5°
- Précision de pointage du satellite relais = 0,05°
- Ouverture de faisceau minimale = 0,125°

Il résulte de l'analyse qu'un EES équipé d'un émetteur de 100 W et d'une antenne de 1,5 m permettrait d'atteindre les précisions spécifiées ci-dessus si la liaison allant de l'EES au satellite relais était établie dans la portion du spectre de 25 à 29 GHz. Il existe dans cette portion du spectre plusieurs bandes de fréquences suffisamment larges pour permettre le fonctionnement simultané des trajets ascendants de deux systèmes à 600 Mbit/s (largeur de bande requise de 1800 MHz).

Le Tableau II présente les caractéristiques d'un système de liaison allant de l'EES au satellite relais et fonctionnant au voisinage de 27 GHz. La réalisation effective d'un tel système dépend de la possibilité technique de construire les satellites. L'EES doit embarquer un répéteur de 100 W fonctionnant au voisinage de 27 GHz et une antenne de 1,5 m, orientable à 0,1° près. Le satellite relais nécessitera une antenne de 3 m, orientable à 0,05° près. Ces caractéristiques appartiennent au domaine du possible dans un avenir prévisible grâce aux progrès de la technique.

TABLEAU II – *Caractéristiques d'une liaison (espace-espace) allant de l'EES au satellite relais*

Puissance d'émission de l'EES (dBW)	20,5
Gain de l'antenne de l'EES (1,5 m à 27 GHz; ouverture de faisceau de 0,5°) (dBi)	50,0
Affaiblissement en ligne (dB)	−1,0
p.i.r.e. de l'EES (dBW)	69,5
Affaiblissement en espace libre (51 000 km à 27 GHz) (dB)	−215,2
Gain de l'antenne du satellite relais (3,0 m à 27 GHz; ouverture de faisceau de 0,26°) (dBi)	56,0
Affaiblissement en ligne (dB)	−1,0
Puissance reçue au satellite relais (dBW)	−90,7
Conversion de largeur de bande (800 Mbit/s) (dB)	−89,0
Densité spectrale de la puissance reçue par le satellite relais (dB(W/Hz))	−179,7
Densité spectrale de bruit du récepteur du satellite relais (T = 2500 K) (dB(W/Hz))	−194,6
Rapport porteuse/bruit à la réception (dB)	14,9

4. Liaisons de télécommande

Le système EES nécessite deux liaisons de télécommande – l'une allant de la station terrienne au satellite relais et l'autre du satellite relais à l'EES. Les débits binaires et les largeurs de bande à prévoir pour ces liaisons sont considérablement plus faibles que pour des liaisons de données à grand débit. La largeur de bande sera de l'ordre de 50 MHz. Cependant, si les bandes de fréquences utilisées pour la transmission des commandes sont suffisamment voisines des fréquences utilisées pour la transmission de données, on peut alléger le système et diminuer ses dimensions en utilisant les mêmes antennes pour la liaison de service allant du satellite relais à l'EES et la liaison de données allant de l'EES au satellite relais. Cela conduit à choisir 27,5 à 30 GHz pour la voie de service, sous réserve que la voie de données à large bande se trouve à 25,25 à 27,5 GHz.

Les caractéristiques techniques adoptées pour les liaisons de service sont indiquées au Tableau III.

TABLEAU III – *Caractéristiques des liaisons de service de l'EES (Terre vers espace et espace-espace)*

Liaison à 27,5 à 30 GHz allant de la Terre au satellite relais	
Puissance spectrale de l'émetteur de la station terrienne (dB(W/Hz))	−29,7
Gain de l'antenne de l'émetteur de la station terrienne (dBi)	+65
Densité spectrale de la p.i.r.e. de l'émetteur de la station terrienne (dB(W/Hz))	+21,3
Gain de l'antenne du récepteur du satellite relais (1 m, 28 GHz) (dBi)	55,5
Température de bruit du récepteur du satellite relais (K)	2500
Liaison à 27,5 à 30 GHz allant du satellite relais à l'EES	
Puissance spectrale de l'émetteur du satellite relais (dB(W/Hz))	−64,5
Gain de l'antenne de l'émetteur du satellite relais (dBi)	+55,5
Densité spectrale de la p.i.r.e. de l'émetteur du satellite relais (dB(W/Hz))	−10
Gain de l'antenne du récepteur de l'EES (dBi)	+50
Température de bruit du récepteur de l'EES (K)	2500

5. Analyse du partage des fréquences

Dans la présente section, on analyse le partage des fréquences pour les bandes de fréquences préférées qui ont été considérées dans les précédentes sections du présent Rapport.

5.1 *Liaison de données allant du satellite relais à la Terre*

L'analyse du partage des fréquences comprend deux aspects principaux:

- s'assurer que le satellite relais satisfait aux conditions en vigueur dans la bande pour la puissance surfacique;
- déterminer l'espacement angulaire requis entre le satellite relais et une station spatiale «typique» installée sur un satellite du service fixe, de manière à protéger la station terrienne du service fixe par satellite contre les brouillages.

Le Tableau IV présente le calcul de la puissance surfacique pour la liaison de données allant du satellite relais à la Terre; il en ressort que la puissance surfacique est inférieure de 13,4 dB à la limite actuellement prévue pour cette bande de fréquences.

Pour déterminer les espacements angulaires à prévoir entre le satellite relais et le satellite du service fixe, on suppose un maximum de −35 dB pour le rapport brouillage sur porteuse (une seule source de brouillage), pour la protection du système du service fixe, et de −30 dB, pour la protection du système à satellites relais.

Pour les systèmes du service fixe par satellite décrits dans le Rapport 561, Tableau I, la puissance surfacique de la porteuse à la surface de la Terre aura une densité spectrale de l'ordre de $-125{,}9$ dB(W/(m^2 · MHz)). Cette valeur est supérieure de 3 dB à la puissance surfacique du satellite relais; cependant, le critère de brouillage pour le satellite relais de l'EES est inférieur de 5 dB à ce qu'il est pour le satellite du service fixe. En conséquence, l'espacement angulaire requis est à peu près le même pour l'un ou l'autre système. Sa valeur est de 2,0° environ et elle ne s'applique qu'à des stations terriennes ayant un emplacement commun.

TABLEAU IV – *Calcul de la puissance surfacique au voisinage de 20 GHz*

p.i.r.e. du satellite relais (dBW)	64,8
Conversion de largeur de bande (MHz/800 MHz) (dB)	−29,0
Puissance spectrale de l'émetteur du satellite relais (dB(W/MHz))	35,8
Affaiblissement par étalement (40 600 km, angle de site de 10°) (dB)	−163,2
Densité spectrale de la puissance surfacique (dB(W/(m^2 · MHz)))	−128,4
Limite admissible de la densité spectrale de la puissance surfacique (à l'horizon de la Terre) (dB(W/(m^2 · MHz)))	−115,0
Marge de protection (dB)	−13,4

5.2 *Liaison de données allant de l'EES au satellite relais*

La bande de fréquences de 25,25 à 27,5 GHz est attribuée aux services fixe et mobile. La bande de fréquences la plus proche, pour laquelle était adoptée une limite de puissance surfacique, est la bande de 17,7 à 19,7 GHz, cette limite étant de -115 dB(W/(m^2 · MHz)) à l'horizon de la Terre et s'élevant à -105 dB(W/(m^2 · MHz)) au nadir de l'engin spatial.

Le système de l'EES émet vers le satellite relais avec une p.i.r.e. de 69,5 dBW, qui se décompose en un gain d'antenne de 50,0 dBi, une puissance d'émission de 20,5 dBW et un affaiblissement en ligne de 1 dB. La largeur de bande du signal émis sera de 800 MHz. La puissance surfacique résultante à la surface de la Terre atteindrait son maximum si la droite joignant l'EES au satellite relais effleurait l'horizon de la Terre. La distance oblique jusqu'à cet horizon, pour une altitude d'orbite de 1000 km, est de 3700 km environ, ce qui donne un maximum de $-97{,}7$ dB(W/(m^2 · MHz)) pour la densité spectrale de puissance surfacique. Si l'on veut protéger les services fixe et mobile, il faut prévoir que l'EES comporte une discrimination de 17,3 dB. Le mieux, pour réaliser cette discrimination, est d'obliger l'antenne de l'EES à ne pas pointer son faisceau plus près que 0,9° de l'horizon de la Terre (en supposant un gain d'antenne de 50,0 dB et un diagramme de discrimination de $32 - 25 \log \varphi$ (écart angulaire avec l'axe du faisceau)). Cela n'impose aucune contrainte d'exploitation à un système EES.

En plus de l'attribution au service d'exploration de la Terre par satellite (espace vers espace), la CAMR-79 a ajouté des liaisons montantes pour le service des fréquences étalon et des signaux horaires par satellite dans la bande 25,25 à 27,5 GHz. Le partage entre ces deux services dépendra de l'écart angulaire entre le satellite relais de données et le satellite du service des signaux horaires et des fréquences étalon et pourra faire l'objet d'une coordination conformément à la procédure décrite dans l'Appendice 29.

Une portion de la bande 25,25 à 27,5 GHz, à savoir la bande 27,0 à 27,5 GHz, a été attribuée au service fixe par satellite. Le partage avec ce service se fera également en conformité avec la procédure décrite dans l'Appendice 29.

5.3 *Liaison allant de la station terrienne de l'EES au satellite relais, en partage de fréquences avec le service fixe par satellite*

Les caractéristiques de transmission de la station terrienne pour la liaison de service du satellite relais sont données au Tableau III. La densité spectrale de puissance surfacique émise est approximativement égale à celle qu'on attendrait de la part d'une station terrienne du service fixe. Dans l'hypothèse que la station terrienne du satellite relais et la station terrienne du satellite fixe se trouvent l'une et l'autre dans le lobe principal d'un satellite du service fixe, un espacement angulaire inférieur à 2° entre satellites est nécessaire pour protéger le satellite fixe par un rapport porteuse/brouillage de 35 dB pour un seul signal.

Inversement, si l'on adopte comme critère de brouillage un rapport porteuse/brouillage de 30 dB pour la liaison de service du satellite relais, la séparation angulaire entre satellites doit aussi être de l'ordre de 2° pour protéger le satellite relais, toujours en supposant que les deux stations terriennes se trouvent dans le lobe principal du satellite relais. L'ouverture de faisceau à -3 dB de l'antenne du satellite relais est de 0,25° environ, ce qui implique que les deux stations terriennes soient situées à moins de 125 km environ l'une de l'autre pour que cette circonstance se présente.

5.4 *Liaison allant de la station terrienne de l'EES au satellite relais, en partage de fréquences avec des systèmes fixe et mobile*

Pour partager les fréquences entre la station terrienne du satellite relais et les services fixe et mobile, on peut suivre les procédures spécifiées dans l'Appendice 28 du Règlement des radiocommunications. Comme la puissance surfacique émise par la station terrienne du satellite relais est la même que celle qu'on attendrait du service fixe par satellite, les contours de coordination résultant pour le système à satellites EES devraient être égaux à ceux des systèmes du service fixe par satellite.

5.5 *Liaison allant du satellite relais à l'EES, en partage de fréquences avec les services fixe et mobile*

Il n'existe actuellement pas de limite à la densité spectrale de puissance surfacique au voisinage de 28 GHz, pour la protection des services fixe et mobile. Si l'on suppose que la puissance surfacique nécessaire pour protéger les services fixe et mobile peut s'extrapoler à partir des limites imposées à 18 GHz, on obtient aux faibles angles de site une limite de -111 dB(W/(m^2 · MHz)) pour la densité spectrale de puissance surfacique. Le calcul ci-dessous (Tableau V) fournit la valeur à prévoir pour la densité spectrale de puissance surfacique produite à la surface de la Terre par des rayonnements émis par un satellite relais et arrivant à de faibles angles de site.

TABLEAU V – *Calcul de la densité spectrale de puissance surfacique au voisinage de 28 GHz*

Puissance de l'émetteur du satellite relais (dB(W/Hz))	$-64,5$
Gain de l'antenne du satellite relais (dBi)	55,5
Affaiblissement sur la ligne d'alimentation (dB)	-1
p.i.r.e. (dB(W/Hz))	$-10,0$
Affaiblissement par étalement (au limbe de la Terre à 41 730 km) (dB)	$-163,4$
Densité spectrale de puissance surfacique (dB(W/(m^2 · Hz)))	$-173,4$
ou (dB(W/(m^2 · MHz)))	$-113,4$

Cette valeur de la densité spectrale de puissance surfacique est inférieure de 2 dB à celle qu'on s'attendrait devoir prévoir pour protéger les services fixe et mobile. On estime donc qu'un partage des fréquences avec les services fixe et mobile est réalisable.

5.6 *Liaison allant du satellite relais à l'EES, en partage de fréquences avec le service fixe par satellite*

Il se peut que les émissions de la liaison de télécommande du satellite relais pénètrent dans le récepteur des stations spatiales du service fixe par satellite. Un tel brouillage ne peut se produire que si la droite joignant le satellite relais et l'EES se trouve simultanément au voisinage de l'horizon de la Terre et au voisinage de l'équateur. La valeur de la densité de puissance qui sera reçue par le récepteur, à un instant quelconque, est fonction du couplage instantané des antennes des systèmes du service fixe par satellite et du satellite relais.

Avec les caractéristiques d'émission du satellite relais établies précédemment, le maximum de la densité spectrale de puissance surfacique qu'on peut émettre à travers l'orbite des satellites géostationnaires a pour valeur $-179,6$ dB(W/(m^2 · Hz)).

Si l'on suppose un minimum admissible de 20° pour l'angle de site d'une station terrienne du service fixe par satellite, une limite de 35 dB pour le rapport porteuse/brouillage et une température de bruit de 2500 K au récepteur du satellite du service fixe, on obtient un seuil de brouillage de $-214,6$ dB(W/Hz). Le satellite relais doit donc procurer une discrimination de 25 dB par le diagramme de rayonnement de son antenne pour que le satellite du service fixe soit protégé.

En utilisant le diagramme de rayonnement d'antenne spécifié dans le Rapport 810, on obtient la discrimination requise de 25 dB à 1,44 fois l'ouverture de faisceau à -3 dB de l'antenne du satellite relais, soit à 0,4° environ de son lobe principal.

Il s'ensuit que, pour assurer une protection au service fixe par satellite, le satellite relais doit être empêché d'émettre chaque fois que la droite joignant ce satellite et l'EES est écartée de moins de 0,4° de l'orbite des satellites géostationnaires. Cela correspond à des emplacements de l'EES écartés de moins de 3° de l'équateur en latitude et de l'horizon de la Terre, vu du satellite relais. Il se produirait ainsi deux petites zones à risque de brouillage pendant une courte durée. Pour y remédier, on peut agir sur certaines procédures d'exploitation du système de télécommande de l'EES.

En revanche, il se peut que les émissions de la station terrienne du service fixe par satellite pénètrent dans le récepteur de télécommande et de contrôle du satellite EES sur orbite basse. Il existe trois possibilités de brouillage qui sont illustrées à la Fig. 2. Les calculs relatifs à chaque cas sont présentés au Tableau VI et sont fondés sur les paramètres suivants:

– *Station terrienne du service fixe par satellite*

Densité spectrale de puissance à l'émission	−30 dB(W/Hz)
Gain	60 dBi

– *Satellite EES sur orbite basse*

Gain	50 dBi
Température de bruit du récepteur	2500 K
Rapport porteuse/bruit (C/N)	20 dB
Rapport porteuse/brouillage (C/I)	30 dB.

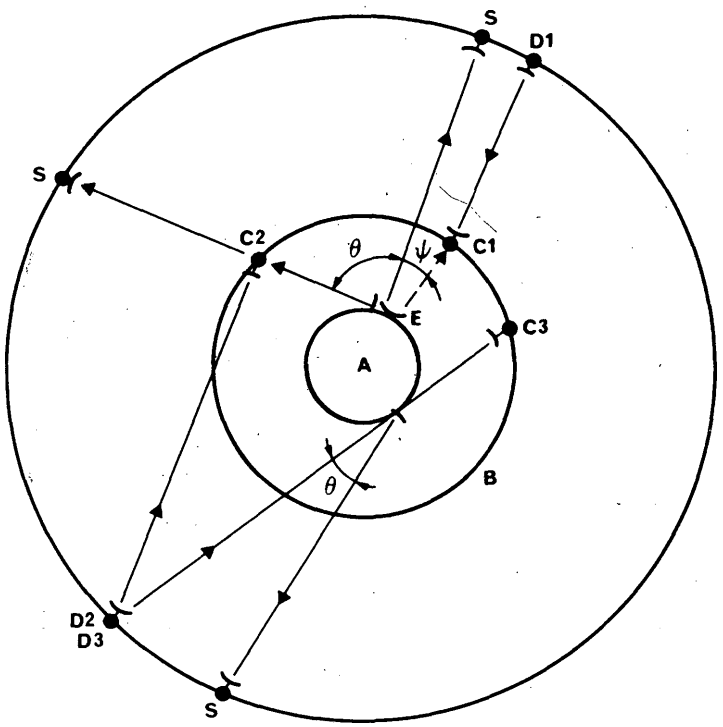


FIGURE 2 – *Possibilités de brouillage causé par une station terrienne du service fixe par satellite à un satellite d'exploration de la Terre*

A :	Terre
B :	orbite du satellite d'exploration de la Terre
C1, C2 et C3 :	satellite d'exploration de la Terre (cas 1, 2 et 3)
D1, D2 et D3 :	satellite relais de données
E :	station terrienne du service fixe par satellite
S :	station spatiale du service fixe par satellite
θ :	angle de site
ψ :	angle en dehors du faisceau

Note. – Les orbites ne sont pas nécessairement dans un même plan. La disposition géométrique est représentée en deux dimensions pour simplifier le dessin.

TABLEAU VI – *Calcul du brouillage causé par une station terrienne à un EES*

	Cas 1	Cas 2	Cas 3
Puissance d'émission du SFS (1) (dB (W/Hz))	−30	−30	−30
Gain en direction de l'EES (dBi)	60	60	0
Affaiblissement sur le trajet (dB)	−180,4	−192	−192
Gain du récepteur de l'EES en direction de la station terrienne du SFS (dBi)	−10	−10	50
Densité spectrale de puissance de brouillage reçue (dB(W/Hz))	−160	−172	−172
Densité spectrale de puissance de bruit du récepteur (dB(W/Hz))	−195	−195	−195
Rapport minimal porteuse/bruit nécessaire (dB)	20	20	20
Rapport porteuse/brouillage nécessaire (dB)	30	30	30
Rapport porteuse/brouillage obtenu (dB)	−15	−3	−3
Séparation requise (dB)	45	33	33
Angle par rapport au faisceau principal de la station terrienne du SFS	± 4,78°	± 1,585°	–
Angle par rapport au faisceau principal de la station spatiale du SFS	–	–	4°
Angle de site du SFS	–	–	20°
Pourcentage de temps de brouillage (%)	0,174	0,019	–

(1) SFS : service fixe par satellite.

Pour les cas 1 et 2, le brouillage se produit pendant un faible pourcentage du temps. On peut y remédier et même l'éviter en recourant à certaines procédures d'exploitation du système de télécommande de l'EES.

Pour le cas 3, on doit éviter de pointer l'antenne de télécommande de l'EES à moins de 4° de l'horizon de la Terre vu par le satellite. Il ne s'agit pas d'une contrainte pour le service de l'EES. Lorsque les angles de site du service fixe par satellite sont inférieurs à 20°, l'antenne de télécommande de l'EES devra être pointée plus loin par rapport à l'horizon de la Terre. Ces stations à faibles angles de site poseront de plus grandes difficultés de coordination.

6. Conclusions

On a décrit les bandes de fréquences préférées pour un satellite relais destiné à servir d'auxiliaire à de futurs satellites d'exploration de la Terre à large bande. On a présenté les caractéristiques techniques d'une réalisation possible d'un satellite relais opérationnel pour les satellites EES.

Les bandes de fréquences préférées et les conditions qui permettraient un partage de fréquences avec d'autres services sont énumérées dans le Tableau VII. Aucune des contraintes imposées n'affecterait substantiellement les possibilités d'exploitation d'un système EES.

TABLEAU VII – *Bandes de fréquences préférées et conditions imposées par le partage*

Bande de fréquences (GHz)	Liaison EES	Services partageant des fréquences	Conditions imposées par le partage
15 à 20 (liaison de données)	Du satellite relais à la station terrienne	Fixe/Mobile	Limite existante pour la puissance surfacique
		Fixe par satellite	Espacement normal pour le SFS (1)
25 à 29 (liaison de données)	De l'EES au satellite relais	Fixe/Mobile	Limites de la puissance surfacique
25 à 30 (liaison de service)	De la station terrienne au satellite relais	Service des fréquences étalon et des signaux horaires par satellite	Appendice 29, Règlement des radiocommunications
		Fixe par satellite	Appendice 29, Règlement des radiocommunications
		Fixe/Mobile	Selon Appendice 28 du Règlement des radiocommunications
	Du satellite relais à l'EES	Fixe par satellite	Contrainte d'émission antipodale (voir le texte). Limitation possible des opérations de télécommande sur certaines zones limitées
		Fixe/Mobile	Limites appropriées de la puissance surfacique

(1) SFS : service fixe par satellite.

RAPPORT 983

SÉPARATION MINIMALE EN LONGITUDE NÉCESSAIRE POUR LE PARTAGE DE FRÉQUENCES PAR DEUX SATELLITES RELAIS DE DONNÉES

(Question 11/2)

(1986)

1. Introduction

Etant donné que la croissance rapide des activités spatiales nécessite un plus grand nombre de systèmes à satellites relais de données (SRD), il semble probable que plusieurs systèmes de ce genre seront mis au point séparément à l'avenir.

La complexité d'un système SRD ayant de multiples liaisons espace vers Terre, Terre vers espace et espace vers espace (voir le Rapport 848) rend difficile l'élaboration d'un modèle général d'utilisation en partage par deux systèmes SRD. Le présent Rapport est une première tentative d'évaluation de la séparation minimale en longitude qu'il faut prévoir sur l'orbite des satellites géostationnaires (OSG) pour permettre à deux systèmes SRD d'utiliser les mêmes fréquences en partage.

Le système SRD étudié ici se compose d'un satellite relais de données sur l'OSG, d'un ou plusieurs satellites utilisateurs et de stations terriennes. Chaque station terrienne a accès à chaque satellite utilisateur par l'intermédiaire du SRD.

La liaison entre une station terrienne et un SRD n'est pas étudiée dans le présent Rapport. L'utilisation de fréquences en partage par un système à SRD et par d'autres systèmes de recherche spatiale est étudiée dans le Rapport 846.

La relation entre un SRD et des satellites utilisateurs est semblable à celle qui existe entre une station de base et des stations mobiles. Il est indispensable que les paramètres décrivant l'orbite des satellites utilisateurs et la probabilité de brouillage soient pris en considération pour l'élaboration d'un modèle détaillé d'utilisation de fréquences en partage par deux SRD qui doit aussi tenir compte de tous les facteurs assurant la protection des deux systèmes: il s'agit notamment de la discrimination de fréquence entre les systèmes, la discrimination de modulation de code, la discrimination de polarisation et la discrimination des lobes latéraux de l'antenne. Le présent Rapport étudie uniquement l'effet de la discrimination d'antenne pour établir une expression approximative de la proportion (P) de la partie de la zone de service d'un système SRD dans laquelle le brouillage causé par un deuxième système à SRD peut dépasser un seuil donné.

Cette expression est fonction de la séparation en longitude entre deux SRD pour des valeurs données de diamètre d'antenne de SRD et de satellite utilisateur et pour une valeur donnée du rapport de puissance signal utile/signal brouilleur (U/B) au récepteur brouillé.

2. Elaboration d'un modèle de partage

Les § 2.1 à 2.3 décrivent les hypothèses et les approximations utilisées pour établir un modèle de partage SRD/SRD. Les § 2.4 et 2.5 donnent l'expression de partage et les définitions des termes utilisés dans cette expression, respectivement pour les liaisons aller (c'est-à-dire du SRD au satellite utilisateur) et retour (du satellite utilisateur au SRD).

2.1 *Hypothèses fondamentales*

Dans la méthode utilisée dans ce Rapport, on suppose que les deux systèmes SRD sont identiques en ce qui concerne le diamètre de l'antenne des SRD, le diamètre des satellites utilisateurs et la p.i.r.e. des SRD et des satellites utilisateurs. En outre, on suppose que les SRD sont équipés d'une antenne directive. Les satellites utilisateurs peuvent être équipés d'une antenne directive ou omnidirectionnelle. Enfin, on suppose que l'altitude des satellites utilisateurs est nettement inférieure à celle de l'OSG.

2.2 *Diagramme de rayonnement des antennes*

Des antennes directives sont utilisées pour les satellites relais de données et pour quelques satellites utilisateurs. Etant donné que le lobe principal et le premier lobe latéral sont plus importants pour l'utilisation de l'orbite, le diagramme de rayonnement de l'antenne directive qui équipe les satellites des systèmes SRD se définit ainsi:

$$G_m - G(\varphi) = 2{,}5 \times 10^{-3} \left(\frac{D}{\lambda}\varphi\right)^2 \quad \text{dB} \quad \text{pour } 0 \leqslant \varphi \leqslant \frac{89{,}4\,\lambda}{D}$$

$$G_m - G(\varphi) = 20 \quad \text{dB} \quad \text{pour } \frac{89{,}4\,\lambda}{D} < \varphi$$

où:

G_m : gain maximal dans le lobe principal (dBi)

φ : angle entre l'axe du faisceau principal et la direction en question

$G(\varphi)$: gain à φ degrés

D : diamètre d'antenne

λ : longueur d'onde

Les diagrammes déduits de ces équations correspondent aux courbes A et B de la Fig. 13 du Rapport 558 (Genève, 1982). Pour les équations, on a utilisé l'approximation selon laquelle la moitié de l'ouverture à 3 dB d'une antenne parabolique peut être exprimée par $\lambda/D\sqrt{1200}$. Pour une antenne omnidirectionnelle de satellite utilisateur, on suppose que le gain est de 0 dBi.

2.3 *Rapport entre la zone de service d'un SRD et la zone de brouillage*

Vu d'un SRD sur l'orbite des satellites géostationnaires, le domaine orbital d'un satellite utilisateur peut se présenter sous la forme d'un disque (voir la Fig. 1). Dans le présent Rapport, l'angle d'ouverture du satellite utilisateur dont l'altitude est la plus élevée est appelé zone de service du SRD, dont la valeur est censée être de 2Ω degrés. La zone angulaire de cette zone de service sera proportionnelle à $(2\Omega)^2$.

Etant donné qu'un deuxième système SRD est exploité à la même fréquence que le système SRD utile, chaque fois que le satellite utilisateur utile et le satellite utilisateur brouilleur se rapprochent d'une certaine distance angulaire (ω), la valeur du rapport U/B du système utile diminuera en deçà d'une certaine valeur de seuil. Si N satellites utilisateurs fonctionnent dans la zone de service du système SRD brouilleur, il y aura N régions de brouillage indépendantes dans la zone de service du SRD utile. La somme de la zone angulaire de toutes ces régions de brouillage sera proportionnelle à $N\omega^2$.

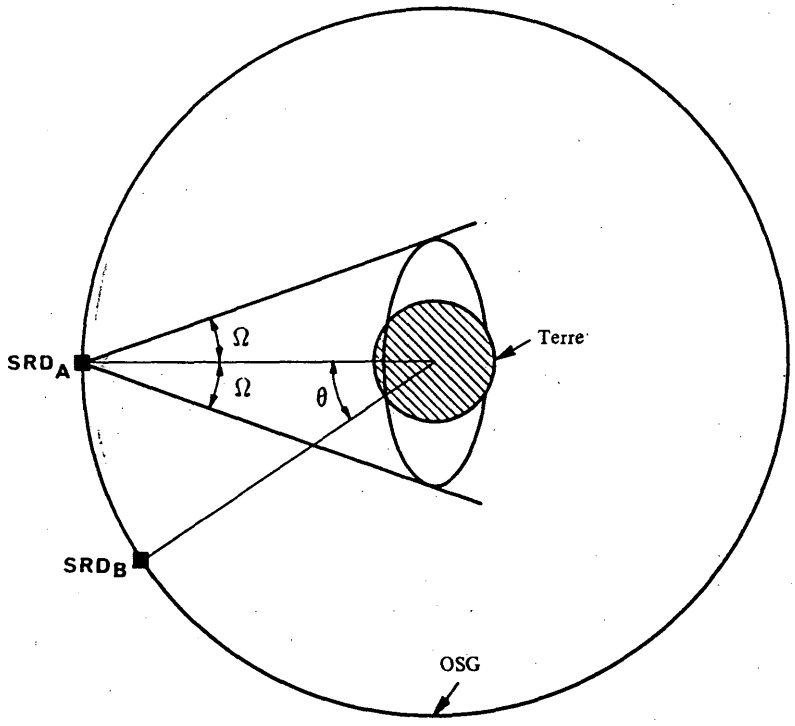


FIGURE 1 – *Géométrie de la zone de service du SRD*

θ : séparation orbitale en longitude
Ω : demi-angle du cône correspondant à la zone de service du SRD utile
SRD_A : SRD utile
SRD_B : SRD brouilleur

Si l'on suppose que les satellites utilisateurs utile et brouilleur peuvent occuper un emplacement quelconque dans la zone de service du SRD, avec une probabilité égale, le risque de brouillage entre les systèmes sera proportionnel au rapport des zones angulaires, soit:

$$P = \left(\frac{\omega}{\Omega}\right)^2 N \qquad (1)$$

Dans la pratique, dans un système SRD, la probabilité d'emplacement du satellite utilisateur n'est pas partout la même dans la zone de service. La relation entre la position du satellite utilisateur dans un système SRD réel et l'hypothèse adoptée dans la présente section doit faire l'objet d'un complément d'étude.

2.4 *Liaison aller*

Comme on suppose que les SRD utile et brouilleur ont la même p.i.r.e., le rapport U/B mesuré au satellite utilisateur est donné par la formule:

$$U/B = \Gamma + \gamma \qquad \text{dB} \qquad (2)$$

où:

Γ : affaiblissement hors axe du SRD brouilleur en direction du satellite utilisateur utile (dB)

γ : affaiblissement hors axe du satellite utilisateur utile en direction du SRD brouilleur (dB)

L'affaiblissement hors axe γ est défini par le diamètre de l'antenne du satellite utilisateur (D_2), la fréquence et l'angle de parallaxe α, comme indiqué par la Fig. 2a. Même si α varie en fonction de l'orbite, la valeur minimale de α est toujours supérieure à $\theta/2$ dans la mesure où l'altitude du satellite utilisateur ne dépasse pas celle de l'OSG, où θ est l'angle de séparation en longitude entre les deux satellites relais. En conséquence, la valeur de γ correspondant à $\theta/2$ est utilisée dans ce calcul.

Le U/B à chaque récepteur de satellite est défini de la façon suivante:

$$U/B = 2{,}5 \times 10^{-3} \left(\frac{D_1}{\lambda}\,\omega\right)^2 + 2{,}5 \times 10^{-3} \left(\frac{D_2}{\lambda} \cdot \frac{\theta}{2}\right)^2 \qquad (3)$$

où:

D_1 : diamètre de l'antenne du satellite relais brouilleur

D_2 : diamètre de l'antenne du satellite utilisateur utile

λ : longueur d'onde

La valeur de ω^2 correspondant au U/B nécessaire est déduite de la formule (3).

$$\omega^2 = \left[\frac{\lambda^2\,[U/B]}{2{,}5 \times 10^{-3}} - D_2^2 \left(\frac{\theta}{2}\right)^2\right] \frac{1}{D_1^2} \qquad (4)$$

où:

$[U/B]$: U/B nécessaire $\qquad [U/B] \leqslant 20$ dB

La proportion approximative P dans laquelle U/B est inférieur au U/B nécessaire est déduite des formules (1) et (4).

$$P = \frac{N\omega^2}{\Omega^2} = \frac{N}{\Omega^2 D_1^2} \left(\frac{\lambda^2\,[U/B]}{2{,}5 \times 10^{-3}} - \frac{D_2^2\,\theta^2}{4}\right) \qquad (5)$$

où:

N: dans le cas d'une liaison aller, est égal au nombre maximal de satellites utilisateurs brouilleurs qui peuvent être commandés simultanément.

2.5 *Liaison retour*

Dans le cas d'une liaison retour, on suppose que les satellites utilisateurs utile et brouilleur ont des p.i.r.e. identiques. La discrimination entre systèmes sera alors fonction de l'antenne du SRD utile et de l'antenne du satellite utilisateur brouilleur (voir la Fig. 2b). Les équations pour le calcul de la liaison retour ont la même forme que celles de la liaison aller. Cependant, les notations ont des définitions différentes qui sont les suivantes:

Γ : affaiblissement hors axe du SRD utile en direction du satellite utilisateur brouilleur

γ : affaiblissement hors axe du satellite utilisateur brouilleur en direction du SRD utile

D_1 : diamètre de l'antenne du SRD utile

D_2 : diamètre de l'antenne du satellite utilisateur brouilleur

N: nombre de satellites utilisateurs brouilleurs qui peuvent émettre simultanément.

3. Exemple de calculs

Si l'on admet que les systèmes SRD utile et brouilleur ont des antennes identiques, la principale différence entre les expressions établies pour les liaisons aller et retour réside dans la valeur de N. La Fig. 3 montre les résultats obtenus lorsqu'on applique la formule (5) aux deux liaisons aller et retour d'un système SRD en utilisant par exemple les paramètres suivants:

Ω = 20° (altitude orbitale: 8050 km)

λ = 0,15 m (2,0 GHz)

D_1 = 10 m

D_2 = 1 m

$[U/B]$ = 14 dB

N = 3 pour ce qui concerne la liaison aller

N = 20 pour ce qui concerne la liaison retour.

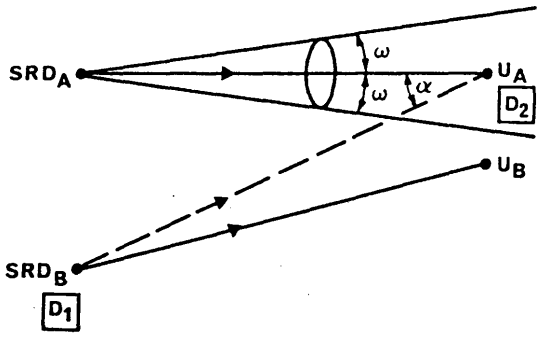


FIGURE 2a – *Liaison aller*

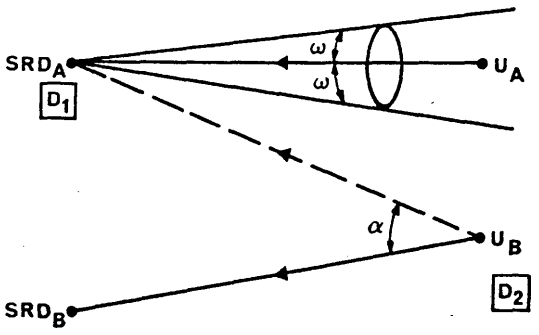


FIGURE 2b – *Liaison retour*

SRD$_A$: SRD utile
SRD$_B$: SRD brouilleur

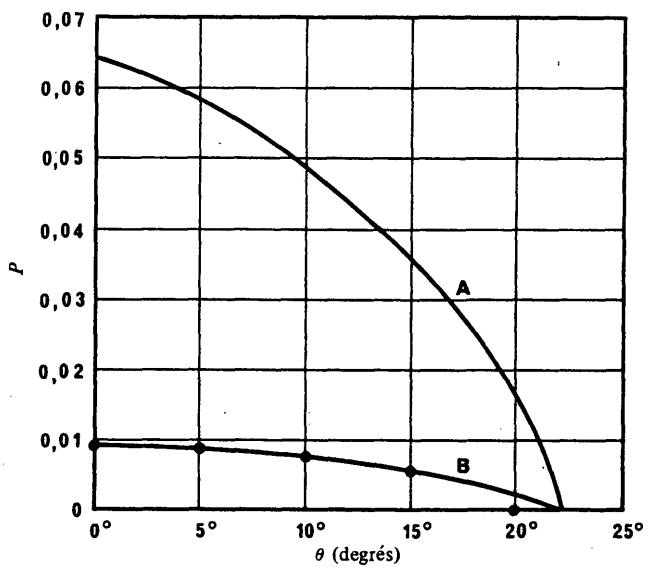


FIGURE 3 – *Relation entre P et θ pour [U/B] = 14 dB*

Courbes A: liaison retour; $N = 20$
B: liaison aller; $N = 3$

4. Discussion et conclusions

Le diamètre d'antenne du satellite utilisateur et du SRD, soit D_1 et D_2 respectivement, influe très différemment sur les résultats obtenus lorsqu'on applique la formule (5). La proportion approximative calculée est directement proportionnelle à $(1/D_1)^2$. L'augmentation ou la diminution de D_1 aura pour effet d'infléchir vers le bas ou vers le haut toute la courbe reproduite à la Fig. 3. En revanche, un changement de valeur de D_2 modifiera l'allure de cette courbe sans changer la valeur pour $\theta = 0$ (les deux paramètres D_2 et θ ont le même effet sur le brouillage). La valeur de la courbe à $\theta = 0$ donne la proportion approximative de brouillage pour les systèmes SRD lorsque le satellite utilisateur est muni d'une antenne omnidirective.

Ce modèle de partage SRD a présenté un rapport signal utile/signal brouilleur d'un niveau inférieur à 14 dB pendant des pourcentages de temps relativement faibles, à savoir moins de 1% pour la liaison aller et moins de 7% pour la liaison retour, dans le cas de deux systèmes fonctionnant avec un nombre important de satellites utilisateurs sur orbites à presque 8000 km. Cependant, il s'agit d'un modèle limité qui ne considère que les systèmes homogènes fonctionnant avec les mêmes altitudes d'utilisateur et qui repose sur l'hypothèse d'une région de brouillage constante et d'une probabilité égale pour qu'un satellite utilisateur puisse se trouver en n'importe quel point de la sphère orbitale. Ce modèle, en tant que tel, prévoit des niveaux de pourcentages de brouillage relativement élevés dans certains cas (à savoir pour des utilisateurs sur orbite inférieure à 1000 km environ). Puisque, dans la pratique, des situations très diverses peuvent se présenter, un modèle détaillé pour les systèmes SRD doit tenir compte de plusieurs facteurs d'isolation entre systèmes, aussi bien que de considérations de dynamique orbitale spécifique. Parmi les points à prendre en considération, on peut citer les suivants:

- la définition autour d'un satellite utilisateur utile d'une zone fixe à l'intérieur de laquelle un satellite brouilleur exerce son effet. La zone effective autour de l'utilisateur utile subissant des brouillages de la part d'un satellite brouilleur variera en fonction de la position orbitale et en fonction de chaque jeu de paramètres orbitaux considérés;
- l'échelonnement des satellites sur la même orbite;
- les effets de blocage dus à la Terre;
- la discrimination de polarisation;
- les caractéristiques de codage, de modulation et de transmission.

Une analyse plus détaillée utilisant les paramètres des systèmes actuels sera nécessaire lorsque l'on déterminera l'angle minimal de séparation en longitude entre satellites relais de données partageant la même bande de fréquences.

RAPPORT 846

SATELLITES RELAIS DE DONNÉES*

Partage avec d'autres systèmes de recherche spatiale fonctionnant au voisinage de 2 GHz

(Question 11/2)

(1982)

1. Introduction

Actuellement, les données de télémesure provenant des satellites du service de recherche spatiale sont reçues directement par des stations terriennes. Il y a lieu de s'attendre à ce que, dans l'avenir, un grand nombre de ces transmissions soient acheminées par un satellite relais de données (SRD), mais certaines d'entre elles continueront à être reçues directement par des stations terriennes. Etant donné que les satellites qui communiqueront avec les SRD utiliseront des fréquences en partage avec d'autres satellites du service de recherche spatiale, il y a lieu d'examiner les possibilités de partage entre les deux types de service. Pour que la situation soit parfaitement claire, on utilisera, dans le présent Rapport, l'expression «satellites de recherche spatiale» pour désigner ceux qui communiquent directement avec des stations terriennes et l'expression «satellites utilisateurs d'un SRD» pour désigner ceux qui utilisent un satellite relais de données.

Aux fins de la présente analyse, on a admis par hypothèse que les satellites de recherche spatiale ainsi que les satellites utilisateurs d'un SRD sont placés sur une orbite circulaire; les cas de partage concernant les satellites géostationnaires, les satellites sur orbite très elliptique et sur orbite d'attente ne sont pas considérés ici.

---

* Ce Rapport est également d'importance pour l'exploitation spatiale.

2. Brouillages entre liaisons SRD-utilisateur et liaisons montantes

Les liaisons dans le sens SRD-satellite utilisateur fonctionneront dans des bandes partagées avec les liaisons montantes et d'autres satellites de recherche spatiale. Il risquera donc d'y avoir des brouillages si plusieurs satellites fonctionnent dans le même canal. En règle générale, les satellites de recherche spatiale fonctionnant au voisinage de 2 GHz utilisent des antennes presque équidirectives dont le maximum de gain va jusqu'aux environs de 6 dBi. Les risques de brouillages causés aux récepteurs de ces satellites dépendent en grande partie des puissances surfaciques relatives du signal utile et du signal brouilleur ainsi que des moments pendant lesquels les brouillages sont susceptibles de se produire.

2.1 *Brouillages causés à d'autres satellites du service de recherche spatiale*

Le niveau maximal de puissance de la liaison SRD-utilisateur (espace vers espace) est limité par le fait que le Règlement des radiocommunications impose un maximum à la puissance surfacique pouvant parvenir à la surface de la Terre. Au voisinage de 2 GHz, cette limite est de -154 dB(W/m^2) dans une bande large de 4 kHz pour un angle d'incidence inférieur à 5° (numéro 747 du Règlement des radiocommunications). Cette règle impose ainsi une limite à la p.i.r.e. maximale du SRD et détermine la puissance surfacique maximale parvenant à un satellite sur orbite basse. La puissance surfacique maximale qu'un satellite placé sur une orbite de 1000 km d'altitude pourrait recevoir du fait des émissions d'un SRD est de -152 dB(W/m^2) dans une bande de 4 kHz de largeur, et cela au moment où le satellite sur orbite basse se trouve le plus proche du SRD.

Aux Etats-Unis, les stations terriennes du service de recherche spatiale ont en général une antenne de 43 dBi de gain et d'angle de site minimal 5° avec une p.i.r.e. de 31 dBW dans une bande de 4 kHz. Elles produiraient au minimum dans leur faisceau principal une puissance surfacique de -110 dB(W/m^2) à l'altitude de 1000 km. En comparant la puissance surfacique de ce signal utile à celle de l'émission brouilleuse du SRD, on trouve que le rapport porteuse/brouillage au récepteur du satellite de recherche spatiale est d'au moins 42 dB. Ce minimum serait amélioré dans le cas où les conditions de partage ne seraient pas les plus défavorables ou bien si l'on tenait compte des caractéristiques de discrimination de l'antenne.

2.2 *Brouillages causés aux satellites utilisateurs de SRD*

Sur la liaison SRD-satellite utilisateur, la largeur de bande est de 10 à 20 MHz et le débit binaire est en général de 1000 bit/s. Le gain de conditionnement contre un signal brouilleur est ainsi de 40 dB ou davantage. Partant de la valeur de la puissance surfacique du SRD, à savoir -154 dB(W/m^2) dans une bande large de 4 kHz, du gain de conditionnement et de la valeur que doit avoir le rapport signal/bruit, à savoir 16 dB, on obtient, pour la puissance surfacique du signal brouilleur susceptible de causer un brouillage au récepteur du satellite utilisateur de SRD, la valeur de -130 dB(W/m^2). Comme on l'a dit plus haut, une station terrienne du service de recherche spatiale produirait des niveaux de puissance surfacique bien supérieurs à -130 dB(W/m^2) à l'antenne d'un satellite utilisateur de SRD si ce dernier se trouvait dans le faisceau principal de l'antenne de la station terrienne. Mais cette situation est assez peu fréquente, vu la faible ouverture de faisceau de l'antenne de 43 dBi de la station terrienne et le fait que les satellites sur orbite basse défilent rapidement par rapport à la station terrienne. La probabilité pour que des brouillages se produisent peut se calculer pour le long terme.

Il n'est pas possible de décrire convenablement par une seule grandeur indépendante du temps la puissance surfacique produite à long terme par une station terrienne d'émission sur l'antenne d'un satellite utilisateur de SRD, et cela parce qu'un engin spatial qui évolue sur une orbite de basse altitude «se lève» et «se couche» à l'horizon, vu d'un point fixe de la Terre. En première approximation, on peut considérer le satellite comme se déplaçant dans un plan fixe par rapport à l'espace immobile. La rotation de la Terre au-dessous du satellite a pour conséquence que la trace du satellite sur le sol décrit un trajet qui ne se répète qu'au bout d'une très longue durée. Un satellite n'est visible d'un point fixe de la Terre que pendant moins de 10% du temps.

Le pourcentage du temps pendant lequel un satellite de basse altitude se trouve dans une portion donnée de sa sphère orbitale peut se calculer au moyen des relations qu'on trouve dans le Rapport 684 «Analyse préliminaire des statistiques de temps de la visibilité des satellites gravitant sur des orbites à basse altitude». Ce Rapport contient une «équation de délimitation» qui donne la visibilité à long terme d'un satellite sur orbite circulaire en fonction de l'inclinaison de cette orbite et de certaines limites de latitude et de longitude d'une zone de la sphère orbitale. Le problème consistant à exprimer la puissance surfacique au droit d'un satellite utilisateur de SRD par une fonction statistique du temps peut alors se ramener à déterminer cette puissance surfacique lorsque le satellite se trouve au centre d'une petite région de sa sphère orbitale, puis à calculer le pourcentage du temps qu'il passe dans cette région. Si l'on répète cette procédure dans toute la région de la sphère orbitale visible de l'antenne de la station terrienne, on dispose de tout ce qu'il faut connaître pour déterminer convenablement la fonction statistique de la puissance surfacique du satellite.

La Fig. 1 représente une fonction statistique de la puissance surfacique produite à l'emplacement d'un satellite utilisateur du SRD par les émissions d'une station terrienne de recherche spatiale. Pour tracer cette courbe, on a utilisé les mêmes caractéristiques de station terrienne qu'au § 2.1 et on a admis un diagramme de rayonnement conforme au Rapport 391-3 (Kyoto, 1978) avec $D/\lambda = 66$. La courbe de la Fig. 1 représente le maximum des courbes correspondant à diverses latitudes de la station terrienne et à diverses altitudes et inclinaisons du satellite. On constate, sur cette courbe, que la puissance surfacique du signal brouilleur dépassera le niveau de -130 dB(W/m^2) pendant moins de 0,03% du temps.

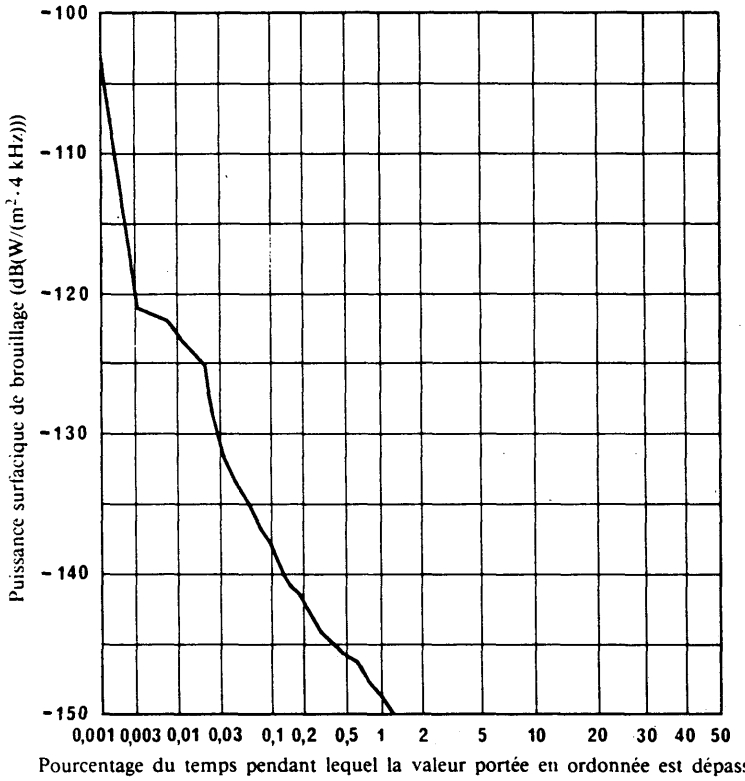


FIGURE 1 — *Fonction statistique de la puissance surfacique à un satellite utilisateur de SRD du fait des émissions d'une station terrienne du service de recherche spatiale*

3. Brouillages entre liaisons utilisateur-SRD et liaisons descendantes

Les liaisons (espace vers espace) entre un satellite utilisateur d'un SRD et ce SRD fonctionneront dans des bandes partagées avec les liaisons descendantes d'autres satellites de recherche spatiale. Il risquera donc d'y avoir des brouillages si plusieurs satellites fonctionnent dans le même canal. La station terrienne et le SRD ont l'un et l'autre des antennes à gain très élevé, de sorte que la situation en matière de partage dépend beaucoup de leurs emplacements relatifs et des directions dans lesquelles leurs antennes sont pointées.

3.1 *Brouillages causés aux stations terriennes de recherche spatiale*

Tant pour les émissions du service de recherche spatiale que pour celles des satellites utilisateurs de SRD, le Règlement des radiocommunications fixe un maximum pour la puissance surfacique créée à la surface de la Terre. La puissance surfacique créée à la surface de la Terre par un satellite utilisateur de SRD ne dépasse pas ce maximum et lui est même généralement très inférieure, puisque le rayonnement de l'émetteur de ce satellite est dirigé vers un satellite géostationnaire. Le Tableau I donne des exemples types pour le calcul du brouillage causé par un satellite utilisateur de SRD à une station terrienne de recherche spatiale. Deux cas se présentent, l'un dans lequel le satellite de recherche spatiale et le satellite utilisateur de SRD sont tous les deux visibles de la station terrienne sous un angle de site de 5° et l'autre dans lequel ces satellites sont visibles sous de plus grands angles de site. Le diagramme de rayonnement de l'antenne de la station terrienne a été défini au § 2.2. On a obtenu les niveaux de puissance surfacique dans la largeur de bande de référence de 1 kHz en retranchant 6 dB de la puissance surfacique dans une bande de 4 kHz.

Les niveaux de puissance surfacique indiqués dans le Tableau I pour le signal utile ont été calculés à partir des caractéristiques courantes données dans le Rapport 981 pour des stations terriennes qui exercent des fonctions d'exploitation spatiale. Cette analyse montre qu'il n'y a pas brouillage à condition que l'angle compris entre l'axe de l'antenne de la station terrienne de recherche spatiale et la direction du satellite utilisateur de SRD soit supérieur à 6,3°. En choisissant convenablement la conception et l'orientation du satellite utilisateur de SRD, on pourrait diminuer cet angle ou même l'annuler grâce notamment au découplage de l'antenne du satellite utilisateur de SRD et au masquage de l'antenne par le corps du satellite.

TABLEAU I — *Détermination de l'écart angulaire à prévoir avec l'axe de l'antenne à la station terrienne*

	Cas 1	Cas 2
Signal brouilleur (satellite utilisateur de SRD):		
Angle de site du satellite (degrés)	5	> 25
Puissance surfacique maximale dans 4 kHz (dB(W/m^2)) (numéro 747 du Règlement des radiocommunications)	- 154	- 144
Niveau résultant de la puissance surfacique dans 1 kHz à la station terrienne (dB(W/m^2))	- 160	- 150
Signal utile (satellite de recherche spatiale):		
Angle de site du satellite (degrés)	5	90
Puissance surfacique dans 4 kHz (dB(W/m^2))	- 163	- 149
Niveau résultant de la puissance surfacique dans 1 kHz à la station terrienne (dB(W/m^2))	- 169	- 155
C/I des niveaux de puissance surfacique dans une largeur de bande de référence de 1 kHz à la station terrienne (dB)	- 9	- 5
Rapport de protection spécifié (*C/I* en dB)	20	20
Découplage nécessaire à la station terrienne (dB)	29	25
Ecart angulaire à prévoir entre l'axe de la station terrienne et la direction du satellite utilisateur d'un SRD pour obtenir le découplage nécessaire entre les antennes (degrés)	6,3	4,4

3.2 *Brouillages causés aux récepteurs des SRD*

Sur la liaison entre un satellite utilisateur d'un SRD et ce SRD, on emploie un code de bruit pseudo-aléatoire de manière à assurer un gain de conditionnement contre les sources de brouillage de 17 dB ou davantage, selon le débit binaire des données transmises. Cela suffit en soi pour protéger le récepteur du SRD contre les brouillages préjudiciables puisque la p.i.r.e. en direction du SRD, d'un satellite de recherche spatiale susceptible de causer des brouillages ne pourrait pas excéder la p.i.r.e. du signal utile du satellite utilisateur du SRD et lui serait inférieure dans pratiquement tous les cas.

4. Conclusions

On peut résumer comme suit les possibilités de partage qui peuvent se présenter entre les satellites de recherche spatiale utilisant un satellite relais de données (SRD) d'une part et les autres systèmes de recherche spatiale:

- Les émetteurs des SRD créent une puissance surfacique relativement faible au voisinage des satellites de basse altitude et, comme il résulte d'une analyse de satellites placés sur une orbite de 1000 km d'altitude, il est improbable qu'ils causent des brouillages à la réception des signaux des émetteurs des stations terriennes de recherche spatiale de puissance plus élevée.

- Les stations terriennes du service de recherche spatiale ont des antennes à gain élevé et, comme les satellites de basse altitude sont à défilement, elles ne fonctionnent que pendant une fraction du temps. La probabilité pour qu'une station terrienne de recherche spatiale et un satellite utilisateur de SRD fonctionnent dans la même région au même moment est faible. Des brouillages causés au récepteur du satellite utilisateur de SRD ne risquent pas de se produire pendant plus de 0,03% du temps.

- Cette analyse montre qu'il n'y a pas de brouillage lorsque l'angle que forment l'axe de l'antenne de la station terrienne de recherche spatiale et la direction du satellite utilisateur de SRD est supérieur à 6,3°. Selon les valeurs relatives des angles de site des satellites et selon la conception et l'orientation du satellite utilisateur de SRD, cet angle peut être diminué ou même annulé, notamment grâce au découplage de l'antenne du satellite utilisateur de SRD et au masquage de cette antenne par le corps du satellite. Une coordination est néanmoins nécessaire pour assurer la protection des stations terriennes du service de recherche spatiale (numéros 747 et 750 du Règlement des radiocommunications).
- La p.i.r.e. qu'émet un satellite de recherche spatiale en direction de l'arc de l'orbite des satellites géostationnaires est inférieure à celle qu'émet un satellite utilisateur de SRD en direction de cet arc. Le conditionnement du signal du satellite utilisateur de SRD donnant lieu à une protection d'au moins 17 dB contre les signaux brouilleurs, les satellites de recherche spatiale ne causeront pas de brouillages préjudiciables à la réception du SRD.

Dans le présent Rapport, on n'a considéré que le brouillage à redouter pour des satellites exploités sur des orbites circulaires de basse altitude. Il y aurait lieu d'envisager d'autres études pour des satellites géostationnaires de recherche spatiale, ainsi que pour ceux placés sur des orbites très elliptiques ou sur des orbites de transfert.

RAPPORT 847-1 *

SATELLITES RELAIS DE DONNÉES

Partage avec d'autres services dans les bandes 9 et 10

(Question 11/2)

(1982-1986)

1. Introduction

Le présent Rapport résume les résultats de plusieurs études relatives aux possibilités de partage des fréquences entre les systèmes de recherche spatiale utilisant des satellites relais de données géostationnaires, et d'autres services. Une description d'un système à satellites relais de données (SRD) avec ses caractéristiques techniques est contenue dans le Rapport 848. Les possibilités de partage des fréquences entre les systèmes SRD et d'autres systèmes du service de recherche spatiale sont examinées dans le Rapport 846.

D'autres précisions relatives aux études du partage des fréquences et de la compatibilité, résumées dans le présent Rapport, se trouvent dans les documents auxquels il est fait référence dans chacune des sections suivantes. Les problèmes particuliers liés à l'utilisation de la bande attribuée au service de radionavigation aéronautique au voisinage de 13 GHz, sont étudiés dans le Rapport 690 (Genève, 1982) et dans la Recommandation 511 (Genève, 1982).

2. Systèmes de Terre dans la bande 9 (Rapport 537-1 (Kyoto, 1978))

Une méthode générale a été développée dans le Rapport 537-1 (Kyoto, 1978) en vue de déterminer les caractéristiques nominales du système TDRS qui permettraient un partage de la bande 9 entre les systèmes de recherche spatiale utilisant un satellite relais de données (SRD) et des systèmes de Terre. On a établi plusieurs inégalités qui faciliteraient la détermination des jeux de caractéristiques nominales permettant l'utilisation des fréquences en partage avec un service de Terre quelconque, en admettant que le brouillage causé aux liaisons spatiales du système TDRS demeure d'un niveau admissible.

Une représentation graphique de ces inégalités, avec des paramètres de systèmes types (altitude de l'orbite de l'engin spatial de recherche = 500 km et caractéristiques conformes aux Tableaux II et V du Rapport 537-1 (Kyoto, 1978)) montre les cas où des systèmes d'antenne appropriés permettent le partage de fréquence. La possibilité d'un tel partage dépend de combinaisons adéquates de gain et de la discrimination du faisceau principal des antennes en question. Si l'on utilise en première approximation le diagramme de rayonnement de l'antenne défini par la formule $32 - 25 \log \varphi$ et les paramètres types du système TDRS employés dans le Rapport 848, on peut, dans chaque cas, évaluer quand la liaison du SRD en question pourra fonctionner sans brouillage.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4, 8, 9, 10 et 11.

3. **Services fixe et mobile dans la bande 10** (Rapport 689 (Kyoto, 1978))

La question de la possibilité du partage des fréquences entre, d'une part, le service fixe et le service mobile et, d'autre part, le système TDRS est traitée dans le Rapport 689 (Kyoto, 1978) et résumée dans les paragraphes qui suivent.

3.1 *Liaison station terrienne vers SRD*

Les caractéristiques d'une station terrienne associée à un SRD sont comparables à celles que l'on prévoit dans la même bande de fréquences pour les stations terriennes du service fixe par satellite. En conséquence, le risque de brouillage causé par une liaison montante vers le SRD à une antenne du service fixe ou du service mobile ainsi que les contours de coordination qui en résultent devraient être comparables aux risques et aux contours dans le cas du service fixe par satellite.

3.2 *Emissions des SRD*

En poursuivant un satellite scientifique sur orbite proche de la Terre ou en émettant, sur la liaison descendante, à destination de la station terrienne, le SRD peut illuminer une antenne du service fixe ou du service mobile de Terre. Il est recommandé que les systèmes SRD du service de recherche spatiale puissent fonctionner au voisinage de 15 GHz, en respectant la limitation de puissance surfacique suivante, déterminée pour les émissions du service fixe par satellite. Les limites recommandées, qui figurent maintenant dans le Règlement des radiocommunications, sont les suivantes (pour la bande la plus proche dans laquelle des limites sont applicables):

-148	dB(W/m^2)	pour	$\delta \leqslant 5°$
$-148 + (\delta - 5)/2$	dB(W/m^2)	pour	$5° < \delta \leqslant 25°$
-138	dB(W/m^2)	pour	$25° < \delta \leqslant 90°$

dans une bande quelconque de 4 kHz. δ est l'angle d'arrivée du signal mesuré en degrés au-dessus du plan horizontal. Pour les paramètres d'exploitation proposés du SRD, la valeur maximale de la puissance surfacique produite à la surface de la Terre par les émissions d'un SRD serait de -152 dB(W/m^2) dans la bande de 4 kHz, la plus défavorable. Aucune possibilité de brouillage préjudiciable aux services fixe et mobile n'est donc alors à envisager.

3.3 *Liaison satellite de recherche-SRD*

Un brouillage peut être causé à une antenne de réception des services fixe et mobile lorsque le satellite de recherche émet en direction du SRD sur la liaison de retour et lorsque ce satellite est sur l'horizon de la station de Terre. Pour protéger la réception des signaux dans les services fixe et mobile, il faut contraindre le satellite de recherche à observer les dispositions de la Recommandation 510 en limitant la p.i.r.e. et les directions opérationnelles de pointage.

4. **Service de radiolocalisation dans la bande 13,4 à 14,0 GHz** (Rapport 691 (Kyoto, 1978))

Le résumé ci-après concerne le brouillage potentiel causé par le système TDRS au service de radiolocalisation; il est tiré du Rapport 691 (Kyoto, 1978) et d'autres sources citées ici. On ne prévoit actuellement aucun système de radiolocalisation dans cette bande de fréquences, mais de futurs systèmes pourraient être conçus pour contrôler et commander le trafic de surface dans les aéroports notamment en période de visibilité réduite. Tous les résultats présentés dans le présent paragraphe sont fonction de paramètres types de systèmes de radiolocalisation hypothétiques.

4.1 *Liaison station terrienne vers SRD*

Chaque fois qu'une antenne de radiolocalisation se trouve au-dessus de l'horizon de la station terrienne du SRD, le récepteur de radiolocalisation peut subir un brouillage pendant les transmissions station terrienne-SRD. On admet, d'une part, que la valeur maximale de la densité spectrale de la puissance brouilleuse admissible dans un récepteur de radiolocalisation type est de -203 dB(W/Hz); voir le § 4 du Rapport 691 (Kyoto 1978). D'autre part, on admet que l'espacement angulaire des deux satellites du système TDRS est de 130°, leur angle de site étant d'environ $+17°$ par rapport au plan de l'horizon de la station terrienne, ce qui permet d'obtenir le rapport signal/bruit maximal. On considère que la station terrienne du SRD est à 35° de latitude N, que sa puissance d'émission est de -56 dB(W/Hz), et que son gain d'antenne est de 60 dBi.

Sur la base de ces hypothèses, des données relatives au mode de propagation et des données relatives au climat et au taux de précipitation dans la zone étudiée (voir les Rapports 563-1, 564-1, 569-1 (Kyoto, 1978)), on peut effectuer des calculs pour déterminer la séparation requise entre la station terrienne du SRD et la station terrienne du service de radiolocalisation afin que la valeur de -203 dB(W/Hz) ne soit pas dépassée dans le récepteur du service de radiolocalisation (voir le Rapport 382-3 (Kyoto, 1978)). Dans ce cas, des distances de séparation de 220 à 250 km suffisent à une exploitation sans brouillage de la station de radiolocalisation, compte tenu des conditions climatiques. Lorsque la distance réelle de séparation entre la station terrienne du SRD et le récepteur du service de radiolocalisation est inférieure à la distance requise, des procédures de coordination pourraient être utilisées pour localiser les stations terriennes SRD où une exploitation exempte de brouillage serait possible.

4.2 *Liaison SRD vers satellite de recherche*

Une station de radiolocalisation située dans le plan de l'horizon du SRD ne peut être brouillée par le lobe principal de l'antenne du SRD que si une partie de ce lobe balaie, en poursuivant le satellite de recherche, la zone de service de la station de radiolocalisation le long d'une ligne de visée rasante. D'après les critères admis au § 4.1 pour définir le brouillage inadmissible dans un récepteur de radiolocalisation, le SRD peut être à l'origine de niveaux de brouillage inacceptables pour l'antenne de radiolocalisation. C'est pourquoi on étudie actuellement la fréquence relative d'occurrence de ces niveaux de brouillage dans un environnement type où se trouvent de multiples satellites de recherche.

La valeur obtenue s'applique à un rythme de balayage de 135 tours/minute par le faisceau de radiolocalisation et à un environnement comptant 6 satellites de recherche. Dans ce cas, la probabilité d'un brouillage inacceptable causé par le SRD à l'antenne de la station de radiolocalisation est de $1{,}13 \times 10^{-5}$, ce qui n'est pas considéré comme un grand obstacle au fonctionnement d'un récepteur du service de radiolocalisation.

4.3 *Liaison satellite de recherche vers SRD*

Il ne peut exister de trajet de brouillage entre le faisceau principal de l'antenne d'un engin spatial de recherche dans l'espace proche de la Terre qui travaille avec un SRD et le faisceau principal d'une antenne de radiolocalisation que si la station de radiolocalisation est située dans une étroite calotte sphérique centrée sur l'horizon de l'engin spatial de recherche-SRD sur une ligne de visée rasante. Les systèmes de radiolocalisation ne subiront de brouillage dans le lobe principal que s'ils sont situés dans cette calotte et fonctionnent tous en même temps. On admet qu'un engin spatial de recherche a généralement une densité spectrale de p.i.r.e. de -28 dB(W/Hz), ce qui produit une puissance brouilleuse de -172 dB(W/Hz) au récepteur de radiolocalisation. Si le gain de l'antenne de radiolocalisation est de 35 dBi, le récepteur subira une puissance de brouillage qui dépassera de 31 dB la limite maximale admissible indiquée au § 4.1.

On a effectué une analyse fondée sur la fréquence relative d'occurrence d'un brouillage inadmissible à l'antenne de radiolocalisation. L'altitude de l'orbite des satellites de recherche est généralement comprise entre 200 et 1200 km avec des périodes de couplage de faisceau principal à faisceau principal comprises entre 0,46 et 2,2 min au cours d'une révolution couplée. Ces valeurs conduisent à évaluer dans les «conditions les plus défavorables» à $2{,}76 \times 10^{-8}$ (orbite de 1200 km) la probabilité d'occurrence d'un brouillage causé au système de radiolocalisation, ce qui ne paraît pas devoir nuire au bon fonctionnement d'un système de radiolocalisation.

5. Liaisons de connexion avec les satellites de radiodiffusion fonctionnant dans la bande 14,5-14,8 GHz

La même bande de fréquences, 14,5-14,8 GHz, est attribuée au service fixe par satellite (SFS) et au service de recherche spatiale. Toutefois, en ce qui concerne les territoires situés en dehors de l'Europe, ainsi que Malte, l'utilisation des fréquences attribuées au SFS est limitée aux liaisons de connexion du service de radiodiffusion par satellite (SRS). Dans le service de recherche spatiale, cette bande est utilisée par certains systèmes SRD pour les liaisons Terre vers espace. En conséquence, il existe un risque de brouillage entre les deux systèmes lorsque la station terrienne de l'un des deux services illumine le satellite récepteur de l'autre service. La présente analyse traite du risque de brouillage potentiel entre les satellites de radiodiffusion et les satellites relais de données géostationnaires.

En utilisant les paramètres types du SRD et du SRS (extraits des publications de l'IFRB et des Actes finals de la CAMR ORB-85), on a procédé à des calculs de liaison dans le cas de brouillage entre la liaison montante du SRD et les liaisons de connexion du SRS (voir l'Annexe I pour plus de détails). Le critère de brouillage a été fixé à une valeur minimale du rapport porteuse/brouillage de 45 dB pour le satellite de radiodiffusion. Les résultats indiquent que ce rapport de protection peut être obtenu à condition que les satellites de radiodiffusion et les satellites relais de données soient séparés par un angle voisin de 2°, même lorsque les stations terriennes associées sont supposées être situées au même emplacement.

Une analyse similaire a été effectuée pour le brouillage par une liaison de connexion du SRS des liaisons montantes du SRD (voir également l'Annexe I). Le critère de brouillage a été défini comme le rapport de la puissance d'entrée de brouillage dans le récepteur à la puissance de bruit du système récepteur. Lorsque le satellite de radiodiffusion et le satellite relais de données sont séparés par au moins 14°, le partage est possible même si les

stations terriennes respectives sont situées au même emplacement. Toutefois, lorsque la séparation angulaire des satellites est inférieure à cette valeur, le partage n'est possible que si l'antenne réceptrice du satellite relais de données présente une discrimination suffisante vis-à-vis de la station terrienne, assurant la liaison de connexion du SRS qui dessert le satellite SRS adjacent. En conséquence, il convient de choisir avec soin les emplacements des stations terriennes du système de satellites relais de données ainsi que l'emplacement des satellites relais eux-mêmes.

6. **Service fixe par satellite au voisinage de 15 GHz** (Rapport 686 (Kyoto, 1978))

Les paragraphes ci-après indiquent en résumé la possibilité de partage d'un même canal par le système TDRS et des liaisons montantes du service fixe par satellite (SFS); ils sont fondés sur le Rapport 686 (Kyoto, 1978) et sur d'autres sources citées ci-après.

6.1 *Liaison station terrienne vers SRD*

Une liaison montante du SFS peut subir un brouillage causé par les émissions d'une station terrienne à destination d'un SRD mais qui atteignent en même temps un satellite du SFS occupant sur l'orbite des satellites géostationnaires une position proche de celle du SRD. Aux termes de l'Appendice 29 au Règlement des radiocommunications (1976), une liaison montant vers un satellite peut subir un brouillage inadmissible si, sur cette liaison, le rapport brouillage/bruit augmente de 2% en raison du brouillage supplémentaire (dans l'édition de 1982 du Règlement des radiocommunications, ce pourcentage a été porté à 4%, ce qui allège les contraintes de partage). Cela représente, dans le récepteur du SFS, une valeur de -17 dB du rapport de puissance brouillage incident/bruit. On trouvera ci-après les paramètres réels ou représentatifs admis pour les deux services: densité spectrale de la p.i.r.e. de la station terrienne travaillant avec le SRD: 4 dB(W/Hz); gain de l'antenne du satellite SFS: 40 dBi ou moins selon l'angle par rapport à l'axe du faisceau principal (faisceau ponctuel de 1,5°); température du bruit du système SFS (trajet montant): 1000 K et, pour le SFS, un rapport de bruit liaison totale/liaison montante égal à 5. Dans ces conditions, il faut un espacement angulaire de 5,7° entre les satellites des deux services. Cet espacement peut être ramené à 4° si la station terrienne qui travaille avec le SRD se trouve à l'extérieur du contour à -3 dB de l'antenne à faisceau ponctuel du SFS (à environ 500 à 600 km de la station terrienne du SFS). Les calculs sont fondés sur les diagrammes de rayonnement de référence de la Recommandation 465-1 (Kyoto, 1978) pour les stations terriennes et sur le Rapport 558-1 (Kyoto, 1978) pour les antennes de satellite du SFS.

6.2 *Liaison SRD-satellite de recherche*

En poursuivant un engin spatial de recherche (on admet que l'inclinaison du satellite est de 0° (cas le plus défavorable)), les émissions d'un SRD pourraient être source de brouillage au détriment de satellites du SFS exploités sur des fractions d'arc de l'orbite des satellites géostationnaires ne dépassant pas 2,3° aux antipodes du SRD. En déterminant la probabilité de brouillage inacceptable comme au § 6.1 et en utilisant encore une fois, pour l'antenne de satellite, le diagramme de rayonnement de référence du Rapport 558-1 (Kyoto, 1978), on peut calculer que l'antenne de l'engin spatial du SFS doit assurer une discrimination de 7,6 dB pour que le rapport de puissance brouillage/bruit sur la liaison montante n'augmente pas de 2%, pendant environ 10% du temps de service. La valeur de la discrimination correspond à un angle de 1,3° entre l'axe du faisceau d'émission du SRD et l'axe de l'antenne du SFS.

Dans le cas fictif étudié ci-dessus, les stations spatiales du SFS étant aux antipodes du SRD et la station terrienne du SFS se trouvant à proximité de l'équateur et du limbe de la Terre vus du satellite SRD, il faut peut-être imposer certaines contraintes à l'exploitation de la liaison SRD-satellite de recherche.

6.3 *Liaison satellite de recherche-SRD*

Comme dans le § 6.1, il est très probable que le satellite du SFS situé sur une position orbitale adjacente subira un brouillage causé par les émissions d'un satellite de recherche à destination du SRD. Il convient de rappeler que, comme dans le § 6.1, les critères applicables au brouillage causé à une liaison par satellite peuvent être obtenus à partir de l'Appendice 29 au Règlement des radiocommunications. Dans le cas étudié, on admet pour l'engin spatial de recherche un gain de 40 dBi dans le lobe principal et une altitude de 200 km de l'orbite (pour déterminer les conditions appropriées au «cas le plus défavorable»). En utilisant le diagramme de rayonnement de référence de l'antenne de satellite du Rapport 558-1 (Kyoto, 1978), on constate que, vu du satellite de recherche, l'espacement angulaire entre les satellites géostationnaires des deux services doit atteindre 2,7°, si l'on veut observer le critère de protection de la liaison montante du SFS, spécifié dans l'Appendice 29. Puisqu'on a vu au § 6.1 qu'il faut déjà entre les deux satellites géostationnaires un espacement angulaire topocentrique d'au moins 5,7°, en raison de l'interception du satellite du SFS par les émissions de la station terrienne du SRD, on voit que l'espacement requis par ce trajet de brouillage est déjà assuré. En conséquence, le brouillage causé par des engins spatiaux de recherche (liaison retour vers le SRD) ne devrait pas compromettre la qualité de fonctionnement de la liaison montante du SFS lors d'un partage de fréquences avec le système TDRS.

ANNEXE I

PARTAGE DE FRÉQUENCES ENTRE LES LIAISONS DE CONNEXION DU SERVICE DE RADIODIFFUSION PAR SATELLITE (SRS) ET LE SERVICE DE RECHERCHE SPATIALE A 14,5-14,8 GHz

1. Introduction

La présente Annexe évalue la faisabilité d'un partage de fréquences Terre vers espace entre un système typique de satellites relais de données (SRD) du service de recherche spatiale et les liaisons de connexion des systèmes de radiodiffusion par satellite dans la bande 14,5-14,8 GHz. L'exploitation des liaisons de connexion du SRS dans cette bande pourrait être planifiée pour les Régions 1 et 3 à la CAMR ORB(2). Dans la Région 2, les liaisons de connexion du SRS sont prévues dans la bande de 17,3 à 18,1 GHz.

2. Analyse du brouillage

2.1 *Brouillage causé à un satellite du SRS par une station terrienne associée à un SRD*

L'analyse suivante repose sur les paramètres types du SRS et sur l'exploitation du SRD. Ces paramètres sont les suivants:

– *Paramètres du SRS:*

Gain de l'antenne de la station terrienne	57 dB
p.i.r.e. maximale	82 dBW
Largeur de bande radioélectrique	27 MHz
Rapport porteuse/brouillage requis	45 dB

– *Paramètres du SRD:*

Diagramme de rayonnement de l'antenne de la station terrienne	$32 - 25 \log \theta$ *
Densité spectrale de puissance	−62 dB(W/Hz)
Puissance totale dans la bande passante (27 MHz)	12,3 dBW

Le rapport porteuse (C)/brouillage (I) au niveau du satellite du SRS peut être calculé comme suit par comparaison de la p.i.r.e. émise par chaque système en direction du satellite SRS dans la bande de 27 MHz:

$$C/I = \text{p.i.r.e. SRS} - \text{p.i.r.e. SRD}$$

$$C/I = 82 - (12{,}3 + 32 - 25 \log \theta)$$

ou

$$C/I = 37{,}7 + 25 \log \theta$$

Pour une valeur C/I souhaitée de 45 dB, l'espacement des satellites est de:

$$\theta = \log^{-1}\left(\frac{45 - 37{,}7}{25}\right)$$

ou

$$\theta \approx 2^\circ$$

On suppose que les stations terriennes occupent la même position, ce qui correspond au cas le moins favorable. La valeur de 2° correspond à une séparation angulaire acceptable et indique que l'exploitation est possible sur cette liaison.

---

* θ étant la séparation angulaire entre satellites du SRS et du SRD, vus de la station terrienne du SRD.

2.2 *Brouillage causé à un satellite du SRD par une station terrienne assurant la liaison de connexion au satellite du SRS*

Les émissions d'une station terrienne du SRS peuvent également éclairer l'antenne réceptrice d'un satellite du SRD adjacent à un satellite du SRS. En utilisant les paramètres indiqués au § 2.1 et en prenant pour hypothèse une température de bruit du récepteur du satellite relais de données de 2300 K et un gain de crête de l'antenne réceptrice du satellite relais de données de 44,5 dBi, le rapport brouillage/bruit, I/N, produit par une station terrienne du SRS au niveau d'un satellite adjacent du SRD se calcule comme suit:

Diagramme de rayonnement de l'antenne émettrice du SRS	$32 - 25 \log \theta$
Puissance délivrée à l'antenne	25 dBW
Conversion de largeur de bande	−74,3 dB(Hz/27 MHz)
Facteur de distribution spectrale*	4 dB
Affaiblissement en espace libre	−207,7 dB
Gain maximal du satellite relais de données	+44,5 dBi
Densité de puissance spectrale du brouillage (dB(W/Hz))	$-176,5 - 25 \log \theta$

en conséquence,

$$I/N = -176,5 - 25 \log \theta - k - T \quad \text{dB}$$

$$I/N = 18,5 - 25 \log \theta \quad \text{dB}$$

avec:

k: constante de Boltzmann, équivalant à −228,6 dB(W/(Hz · K))

T: température de bruit du récepteur du satellite relais de données équivalant à 33,6 dB(K)

Si l'on suppose que le rapport I/N admissible, au niveau du satellite relais de données, est de −10 dB, l'espacement requis θ entre les deux types de satellites s'écrit:

$$-10 = 18,5 - 25 \log \theta$$

$$\theta = \log^{-1} (28,5/25)$$

ou encore:

$$\theta = 13,8°$$

Cet espacement angulaire correspond à la valeur requise lorsque les stations terriennes associées respectivement au satellite de radiodiffusion et au satellite relais de données occupent le même emplacement. Toutefois, lorsque les stations terriennes n'occupent pas un emplacement commun et que l'on peut donc améliorer la discrimination à l'égard du signal brouilleur en orientant l'antenne du satellite relais de données à l'écart de l'axe principal, il est possible d'obtenir un espacement plus acceptable, comme indiqué à la Fig. 1. Dans certains cas, en choisissant soigneusement l'emplacement des stations terriennes associées au satellite relais de données, le partage des fréquences est possible.

* On définit le facteur de distribution spectrale comme la différence entre la valeur de crête (maximale) et la valeur moyenne de la densité spectrale de puissance. La valeur utilisée dans les calculs était de 4 dB, mais la Fig. 1 indique également les résultats obtenus avec une valeur de 7 dB.

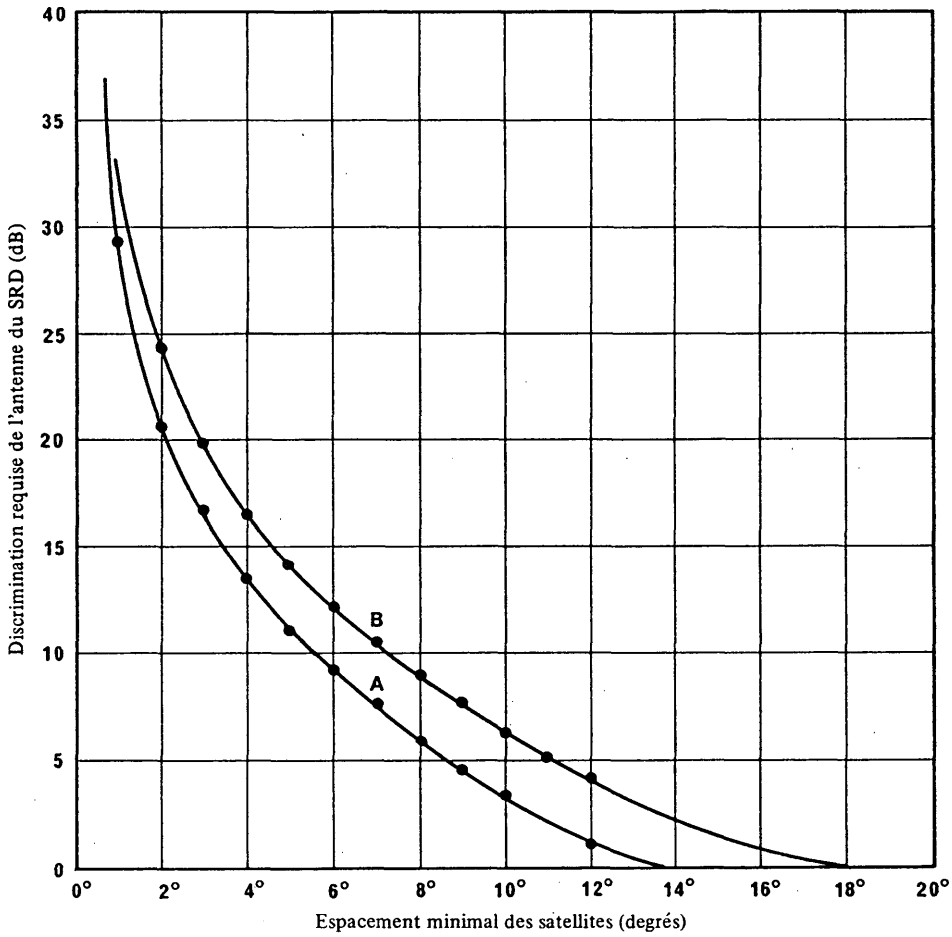


FIGURE 1 – *Espacement minimal admissible des satellites en fonction de la discrimination de l'antenne du SRD*

Courbes A: facteur de distribution spectrale = 4 dB
B: facteur de distribution spectrale = 7 dB

BIBLIOGRAPHIE

HINES, O. T. [mai 1981] 14.5-14.8 GHz frequency sharing by data relay satellite uplinks and broadcasting-satellite uplinks. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems*, Vol. AES-17, 3, 401-409.

REINHART, E. E. [mai 1974] Partage de l'orbite et du spectre entre les services fixes par satellite et de radiodiffusion par satellite avec des applications aux systèmes domestiques à 12 GHz. R-1463-NASA, Santa Monica, Rand Corporation, CA, Etats-Unis d'Amérique.

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

SECTION 2E: RECHERCHE SPATIALE

RAPPORT 548-2

BESOINS DU SERVICE DE RECHERCHE SPATIALE AU VOISINAGE DE LA TERRE, PAR SATELLITES HABITÉS OU NON, EN MATIÈRE DE TÉLÉCOMMUNICATIONS

(Questions 1/2 et 22/2; Programme d'études 22B/2)

(1974-1978-1986)

1. Introduction

Le présent Rapport présente une vue d'ensemble des besoins en matière de télécommunications pour la recherche spatiale au voisinage de la Terre. Cette recherche utilise des engins spatiaux ou d'autres objets au voisinage de la Terre pour des fins de recherche scientifique ou technologique. Les études contenues dans ce Rapport peuvent servir de base pour déterminer les besoins en fréquences radioélectriques du service de recherche spatiale et pour organiser le partage entre ce service et d'autres services étudiés respectivement dans les Rapports 984 et 985.

La notion de recherche spatiale au voisinage de la Terre utilisée dans le présent Rapport est fondée sur la définition suivante de l'espace proche de la Terre.

Espace proche de la Terre:

Espace à des altitudes au-delà de la majeure partie de l'atmosphère de la Terre, mais sensiblement en deçà de la distance de la Lune.

2. Considérations générales sur les systèmes

2.1 *Types de mission*

Les satellites de recherche spatiale évoluant dans l'espace proche de la Terre sont utilisés dans les domaines suivants:

- physique des relations Soleil-Terre (étude de l'ionosphère, de la magnétosphère et des vents solaires, géomagnétisme, etc.);
- particules cosmiques et rayonnement électromagnétique;
- physique de l'atmosphère;
- astronomie à l'aide d'observations à diverses fréquences;
- propagation des ondes électromagnétiques;
- géodésie et géodynamique;
- biologie, sciences de la vie;
- exploration de la Terre et météorologie (phases expérimentales);
- essai de nouvelles techniques.

2.2 *Durée des missions*

La durée d'une mission d'un engin non habité dépend des objectifs de cette mission; elle peut être limitée par la puissance et la quantité totale d'énergie disponible à bord de l'engin spatial. Dans le cas d'une mission effectuée par un engin habité, il existe un autre facteur de limitation de la durée: le temps maximal pendant lequel un être humain peut demeurer dans l'espace en toute sécurité. Les durées des missions vont de quelques mois jusqu'à plusieurs années pour des engins non habités, et de quelques jours à quelques mois pour des engins habités. Pour certaines expériences de recherche spatiale avec engins habités, on peut pallier la limitation de durée du fait du facteur humain en changeant l'équipage de l'engin spatial.

2.3 *Types d'orbite*

Les orbites proches de la Terre peuvent être classées dans les catégories suivantes: orbite basse, orbite de satellite géosynchrone ou orbite très elliptique.

2.3.1 *Orbite basse*

Une orbite basse est définie comme l'orbite dont l'apogée et le périgée sont sensiblement plus rapprochés de la Terre que ceux de l'orbite des satellites géostationnaires. Une des caractéristiques de cette orbite est que le pourcentage de temps pendant lequel un engin spatial est visible de la station terrienne avec laquelle il communique ou avec une autre station fixe de Terre, est faible. Le Rapport 684 étudie la visibilité des satellites à orbite basse.

2.3.2 *Orbite des satellites géosynchrones*

La période de rotation d'un satellite sur cette orbite est d'environ 23 h 56 min. Un type particulier d'orbite des satellites géosynchrones qui présente de l'intérêt pour les télécommunications de la recherche spatiale est l'orbite des satellites géostationnaires. Cette orbite possède deux caractéristiques importantes qui sont:

- La position d'un satellite géostationnaire est fixe par rapport à un point donné de la Terre, ce qui a pour conséquence que le satellite et la station terrienne, avec laquelle il communique, demeurent continuellement en visibilité et qu'il en est de même pour toutes les stations situées dans le champ de visibilité du satellite.
- Un satellite géostationnaire peut procurer une couverture notable à un satellite à orbite basse. Des liaisons intersatellites peuvent en outre permettre à un satellite sur orbite basse de demeurer en relation radioélectrique continue avec une seule station terrienne principale.

2.3.3 *Orbite très elliptique*

Une caractéristique de ce type d'orbite est que le pourcentage de temps pendant lequel le satellite est visible de la station terrienne avec laquelle il communique peut être élevé. Il est possible, en conséquence, d'avoir un transfert de données quasi continu entre le satellite et la station terrienne.

3. Périodes critiques pour les radiocommunications

Pendant la durée de chaque mission de recherche spatiale, il existe certaines périodes qui ont une importance particulière pour le succès de la mission. Une défaillance des radiocommunications au cours de ces périodes peut donner lieu à des incidents allant de difficultés mineures jusqu'à l'échec total de la mission. Les phases de lancement, d'injection en orbite et d'atterrissage (engins habités) sont des périodes particulièrement critiques. Pour un grand nombre de missions dans l'espace proche qui dépendent d'un nombre limité de possibilités de poursuite, ces périodes critiques se produiront généralement lorsque l'engin spatial se trouve en position de visibilité par rapport à la station de poursuite.

4. Besoins en matière de radiocommunications

Le système de radiocommunication de tout réseau de recherche spatiale comprend les quatre sous-systèmes fondamentaux énumérés ci-dessous:

- le sous-système de télémesure de maintenance chargé de transmettre vers la Terre les données, recueillies par les détecteurs, relatives au bon ordre de marche et à l'état de l'engin spatial ou à la santé et à l'état de ses occupants humains;
- le sous-système de télémesure de mission pour transmettre vers la Terre des données scientifiques, techniques et vidéo ainsi que pour établir des communications téléphoniques;
- le sous-système de télécommande nécessaire pour assurer le guidage et la commande de l'engin spatial. Dans le cas d'un engin habité, la possibilité de commande n'a pas pour fonction de remplacer la commande de l'engin par ses occupants mais plutôt de l'assister;
- le sous-système de poursuite chargé de fournir les données d'information sur la position et la vitesse de l'engin nécessaires au calcul de l'orbite.

En raison des limitations strictes qui sont imposées aux dimensions et au poids dans de nombreux engins spatiaux, les systèmes de poursuite, de télécommande, de télémesure et de radiocommunications téléphoniques et télévisuelles sont combinés en intégrant les fonctions différentes en un seul système radioélectrique. Ces systèmes intégrés assurent l'unification d'un grand nombre de divers émetteurs, récepteurs et antennes distincts en permettant à un récepteur unique et à un émetteur unique de remplir simultanément plusieurs fonctions, ce qui conduit à une simplification à bord du satellite et au sol. De plus, cela peut permettre une utilisation efficace du spectre.

Les fonctions de transmission de télécommunications peuvent être remplies soit par l'établissement d'une liaison directe entre l'engin spatial et la station terrienne, soit au moyen d'une liaison indirecte par l'intermédiaire de satellite relais (voir Rapport 537 (Kyoto, 1978)).

Pour certaines missions, les liaisons de communication directes peuvent convenir pour satisfaire aux exigences de communication de la mission. Toutefois, pour de nombreuses missions, une communication obtenue par l'intermédiaire d'un satellite relais géosynchrone offre des avantages importants à l'ensemble des utilisateurs. Quelques-uns de ces avantages résultant de l'expansion de la couverture obtenue grâce aux satellites relais, sont les suivants:

- augmentation notable des possibilités de télémesure en temps réel;
- réduction, voire suppression, des dispositifs de mémorisation des données à bord, par exemple des enregistreurs magnétiques;
- transmission en temps réel des ordres de commande et de modification d'essais expérimentaux;
- amélioration de la programmation pour toutes les utilisations du système.

Etant donné la puissance limitée disponible à bord de l'engin spatial, des techniques de codage de voie et de modulation réduisent la puissance consommée par l'émetteur tout en respectant les conditions de taux d'erreur binaire. Dans un certain nombre d'applications (par exemple, transmissions par satellite relais), des contraintes supplémentaires dues aux brouillages et à la propagation par trajets multiples peuvent être imposées aux systèmes de communication. Les signaux se propageant par trajets multiples étant proportionnels à la puissance émise, le rapport signal direct/signal se propageant sur trajets multiples demeure toujours le même, ce qui s'oppose à la solution qui consisterait à augmenter la puissance du signal pour résoudre le problème de propagation par trajets multiples. En outre, si on fait appel à l'augmentation de puissance du signal pour surmonter les problèmes de brouillage, on est limité soit par les possibilités en puissance du satellite, soit par les restrictions imposées de la puissance surfacique. Pour ces raisons et à cause d'autres difficultés liées aux liaisons par satellite relais, le recours aux techniques d'étalement du spectre et/ou de codage de voie s'est avéré efficace.

En présence de brouillage, l'énergie nécessaire par bit d'information peut être réduite en augmentant la largeur de bande de la voie et en utilisant soit une technique de modulation appropriée (pour le brouillage à bande étroite), soit une technique de codage de voie (pour le brouillage à large bande).

4.1 *Sous-système de télémesure de maintenance*

Le sous-système de maintenance a comme premier objectif d'assurer la sécurité du personnel de l'engin spatial et le succès de la mission. Aussi la liaison de communication doit avoir une capacité suffisamment grande pour traiter toutes les informations essentielles et, dans le cas de propagation à travers l'atmosphère, il doit y avoir une liaison indépendante des conditions atmosphériques. Un taux d'erreur binaire en bande de base de 1×10^{-5} est une valeur typique pour ce sous-système.

Les débits binaires pendant le lancement et le réglage de mise en orbite peuvent atteindre 1 kbit/s et varier de quelques bits à plusieurs kbit/s pour des formats normaux de données de télémesure en temps réel. Des lectures de données particulières comme celles qui proviennent d'ordinateurs ou d'enregistreurs ont généralement des débits plus élevés qui peuvent atteindre quelques centaines de kbit/s.

La puissance de sortie nécessaire pour les liaisons de télémesure de maintenance varie de quelques milliwatts à plusieurs watts. Des antennes directives sont souvent utilisées pour les liaisons de télémesure et des antennes omnidirectionnelles le sont principalement pour les phases de lancement, d'injection en orbite, les rendez-vous d'engins spatiaux et les situations critiques.

4.2 *Sous-système de télémesure des missions*

4.2.1 *Débits de télémesure*

La quantité de données de télémesure des missions est fonction des types de mission, du degré de sophistication de l'engin spatial et du nombre d'heures pendant lesquelles une relation peut être assurée entre l'émetteur de l'engin spatial et le récepteur de la station terrienne. Les débits de données de télémesure en temps réel peuvent varier de quelques kbit/s pour des engins à faibles débits de données à plusieurs centaines de Mbit/s pour des engins spatiaux plus sophistiqués. Pour des satellites relais de données, des études ont indiqué que les systèmes à venir auront besoin de traiter les données à un débit exprimé en Gbit/s. Les débits de télémesure pour les données mémorisées ou calculées, transmises par reproduction ou par le mode décharge sont du même ordre que les débits de données de télémesure transmises en temps réel.

4.2.2 *Communications radiotéléphoniques*

Dans un vol d'engin spatial habité, la souplesse propre des communications radiotéléphoniques pour transmettre les informations est un élément essentiel qui permet d'assurer le succès des missions avec le maximum de sécurité pour les astronautes.

Des systèmes analogiques à modulation de fréquence pour lesquels il convient de prévoir une largeur de bande d'information de l'ordre de 3 kHz et un rapport signal/bruit après détection de 20 dB, peuvent assurer une communication fiable et intelligible entre l'espace et les stations terriennes. Toutefois, les techniques de codage numérique à fréquences vocales telles que les systèmes de modulation par impulsions et codage (MIC) ou de modulation delta adaptative suivis par un code de correction d'erreur, permettent d'obtenir une qualité notablement plus élevée que celle que l'on peut atteindre en employant des systèmes analogiques [Shilling et autres, 1978].

4.2.3 *Télévision*

Le signal de transmission télévisuel pour lequel il convient de prévoir une largeur de bande d'information de l'ordre de 4,5 MHz s'obtient généralement en employant des techniques analogiques à modulation de fréquence. On n'a pas encore adopté de systèmes numériques car la largeur de bande nécessaire est beaucoup plus grande que celle qu'il convient de prévoir pour un système analogique pour un niveau de qualité d'image donné. Cependant, des travaux effectués sur des techniques numériques de codage ont indiqué qu'on pouvait obtenir une compression sensible des données de télévision numérique en utilisant des algorithmes de codage de source assez compliqués. On prévoit que, dans un proche avenir, le signal vidéo sera transmis à l'aide de techniques numériques [Habibi et Batson, 1978].

4.3 *Sous-système de télécommande*

Un sous-système de télécommande, tout comme un sous-système de télémesure de maintenance, est de la plus haute importance pour la sécurité et le succès de toute mission et comme tel, il doit être particulièrement fiable malgré l'influence de conditions contraires, par exemple, conditions météorologiques défavorables et brouillages radioélectriques. Le problème de brouillage qui se pose pour les récepteurs de télécommande des engins spatiaux est particulièrement compliqué du fait que le signal utile n'existe pas toujours; il faut empêcher le signal brouilleur de déclencher ces récepteurs, même en l'absence du signal utile. La fiabilité exigée est donc très élevée avec des taux d'erreur binaire ne dépassant pas 1×10^{-5} pour toutes les liaisons de télécommande. De plus, le taux de rejet de fausse commande doit être d'au moins 1×10^{-8}.

Les dispositions à prendre pour obtenir un degré de fiabilité élevé pour les liaisons de télécommande sont les suivantes:

- une liaison Terre vers espace indépendante des conditions météorologiques;
- une p.i.r.e. élevée pour les transmissions d'ordres afin de compenser le faible gain des antennes omnidirectionnelles utilisées dans les engins spatiaux à la réception lors des phases de lancement et d'injection en orbite et dans les cas d'urgence;
- codage de signaux de télécommande pour garantir un rejet suffisant de fausse commande due à des paquets d'erreurs, à des évanouissements ou à des signaux parasites.

Les valeurs types du débit d'information d'un code de télécommande vont de quelques bits à environ 2 kbit/s pour des engins spatiaux plus compliqués. Pour des engins habités ces valeurs peuvent atteindre 3 kbit/s. L'introduction de bits de parité simple ou l'utilisation du complément des mots d'ordre sont des méthodes simples de détection des erreurs. On utilise aussi des codes plus complexes pour la correction d'erreurs multiples.

4.4 *Sous-systèmes de poursuite*

La réalisation d'une poursuite radioélectrique fiable est l'une des conditions essentielles à remplir pour toute mission de recherche spatiale. Outre qu'elles fournissent les renseignements nécessaires à la détermination de la position de l'engin spatial à un instant quelconque, les opérations de poursuite permettent d'obtenir les données requises pour évaluer la précision des lancements, pour apporter des corrections fines (vernier) aux trajectoires, pour déterminer l'instant précis où il faudra déclencher des manœuvres délicates telles que la mise à feu des rétrofusées et pour le transfert de données entre la station terrienne et la station spatiale. Pendant ces périodes, les récepteurs de stations terriennes effectuent les opérations de poursuite du signal porteur au moyen de circuits à verrouillage de phase et d'antennes directives. La perte de verrouillage de la porteuse par les boucles de verrouillage en phase pendant les durées de transfert de données peut dégrader fortement la fiabilité de liaison de communication (voir dans les Rapports 544 et 545 (Genève, 1982), l'exposé sur l'effet des brouillages dans les boucles à verrouillage de phase).

Les techniques courantes de poursuite d'engins spatiaux comportent généralement la détermination d'une ou de plusieurs caractéristiques: distance, variation de distance et angle.

La distance est déterminée en mesurant le temps de propagation aller et retour d'un signal radioélectrique émis vers et provenant du satellite, la variation de distance est généralement déterminée en mesurant l'effet Doppler du signal et l'angle est déterminé en mesurant l'angle formé par le plan de référence des observateurs et la ligne définie par un point de référence du plan et l'engin spatial. On utilise dans le service de recherche spatiale les techniques ci-après pour la poursuite d'engins spatiaux:

- poursuite de type interférométrique,
- poursuite par radar,
- poursuite cohérente et non cohérente avec mesure des distances et des variations de distance,
- poursuite double.

5. Résumé

Les besoins fondamentaux en matière de télécommunications pour le service de recherche spatiale font apparaître, comme cela vient d'être souligné dans le présent Rapport, que les sous-systèmes de poursuite, de télémesure et de télécommande sont nécessaires à tous les engins spatiaux de recherche spatiale et que les radiocommunications téléphoniques et télévisuelles sont essentielles aux missions effectuées par des engins spatiaux habités.

Comme les différentes missions de recherche ont des besoins très différents, les besoins globaux en matière de données varient d'une mission à l'autre de quelques kbit/s à plusieurs centaines de Mbit/s.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

SCHILLING, D. L., GARODNICK, J. et VANG, H. A. [novembre 1978] Voice encoding for the space schuttle using adaptive delta modulation. *IEEE Trans. Comm.*, Vol. COM-26, 11.

HABIBI, A. et BATSON, B. H. [novembre 1978] Potential digitization-compression techniques for shuttle video. *IEEE Trans. Comm.*, Vol. COM-26, 11.

RAPPORT 536-4

BESOINS EN TÉLÉCOMMUNICATIONS DES VAISSEAUX HABITÉS OU NON HABITÉS DESTINÉS A LA RECHERCHE DANS L'ESPACE LOINTAIN

(Question 21/2)

(1974-1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

On trouvera dans ce Rapport quelques caractéristiques de missions pour la recherche dans l'espace lointain effectuées par plusieurs administrations; ———— on trouvera également des indications sur les besoins fonctionnels en matière de télécommunications nécessaires pour effectuer ces recherches à l'aide d'engins spatiaux, ainsi que sur la qualité requise de ces télécommunications, enfin la description des méthodes et paramètres techniques des systèmes utilisés pour ces missions. Une étude beaucoup plus complète traite de ces sujets et de sujets connexes [Yuen, 1983].

Des considérations sur les bandes de fréquences préférées pour la recherche dans l'espace lointain sont développées dans les Rapports 683 et 849. Les questions de brouillage, de critères de protection et de partage des bandes de fréquences sont traitées dans le Rapport 685.

2. Besoins en télécommunications

Les missions dans l'espace lointain exigent des télécommunications extrêmement fiables durant de longues périodes et sur de grandes distances. Par exemple, un engin spatial envoyé en mission pour recueillir des renseignements spécifiques sur la planète Neptune a —— besoin d'une période de 8 ans et demande — des télécommunications couvrant une distance de 4×10^9 km. En raison des grandes distances inhérentes à la recherche dans l'espace lointain, il faut des p.i.r.e. élevées et des récepteurs très sensibles aux stations terriennes.

L'exécution des diverses missions déjà en cours et de celles que l'on étudie actuellement exige l'utilisation continue de bandes de fréquences pour les télécommunications avec l'espace lointain. Compte tenu du fait que de nombreuses missions dans l'espace lointain durent plusieurs années et que plusieurs d'entre elles se déroulent en même temps, on a besoin de pouvoir communiquer, à un instant donné, avec plusieurs engins spatiaux.

Par ailleurs, chaque mission peut faire appel à plusieurs engins spatiaux, d'où la nécessité de communiquer simultanément avec plusieurs stations spatiales. Dans la mission Viking lancée par les Etats-Unis d'Amérique (un engin en orbite autour de Mars et un engin de débarquement sur Mars), on utilisait simultanément deux liaisons Terre vers espace et trois liaisons espace vers Terre, avec une seule station terrienne. Il peut être nécessaire également d'avoir des communications coordonnées simultanées entre une station spatiale et plusieurs stations terriennes.

2.1 *Besoins en matière de télémesure*

La télémesure sert à transmettre des données de maintenance et des données scientifiques à partir de l'espace lointain.

Les données de télémesure de maintenance concernant l'état de fonctionnement de l'engin spatial doivent pouvoir être reçues à tout moment, quand cela est nécessaire, pour garantir la sécurité de l'engin et le succès de la mission. Cela exige une liaison de télécommunications indépendante des conditions météorologiques ayant une capacité suffisante. Les caractéristiques de propagation que l'on rencontre dans la bande des 2 GHz actuellement attribuée à ce service permettent de satisfaire à cette condition. Les débits de transmission utilisés pour les données de maintenance sont relativement faibles. Par exemple, l'engin spatial Galileo ———— ———, fonctionne avec des débits de 40 et 1200 bit/s pour la télémesure de maintenance.

Dans la télémesure «scientifique», on transmet des données de mesure recueillies par des appareils scientifiques embarqués. Ces données scientifiques sont de deux sortes: avec formation d'images (type télévision) et sans formation d'images (cas général). Par exemple, le système d'expérimentation avec formation d'images, installé dans la cabine de débarquement Viking, qui s'est posé sur la planète Mars en 1975 (les dates indiquées dans ce paragraphe sont les dates de lancement des sondes spatiales), se composait de deux caméras de fac-similé; de leur côté, les systèmes d'expérimentation scientifique sans formation d'images étaient des systèmes pour analyse biologique, météorologique, sismologique, moléculaire et minérale. Les débits binaires et les taux d'erreur acceptables peuvent être très différents pour ces deux types de données. On a déjà utilisé des débits atteignant 134 kbit/s pour les données vidéo.

La capacité des liaisons de télémesure a augmenté progressivement, à mesure qu'évoluaient les équipements et les techniques. Cet accroissement de capacité peut être mis à profit de deux façons:

- pour rassembler de plus grandes quantités de données scientifiques sur les planètes proches,
- pour organiser des missions vers des planètes plus éloignées.

Dans un système de télémesure, le débit maximal pour les données est inversement proportionnel au carré de la distance de communication. Les caractéristiques de la liaison avec l'engin spatial Galileo permettent d'obtenir un débit de 134 kbit/s au voisinage de la planète Jupiter ($9{,}3 \times 10^8$ km) et de 5 Mbit/s au voisinage de Vénus ($1{,}5 \times 10^8$ km). Etant donné que les débits plus élevés nécessitent de plus grandes largeurs de bande de transmission, l'utilisation effective des possibilités maximales en matière de télémesure dépend en partie du nombre de missions simultanées dans l'espace lointain et de la largeur des bandes attribuées.

A mesure que sont perfectionnés les systèmes d'expérimentation avec formation d'images, on aura besoin de débits binaires encore plus élevés. Ce point est traité au § 4.6, y compris les conséquences qui en résulteront pour la largeur de bande [Davies et Murray, 1971].

Une contribution importante aux progrès de la télémesure a été la mise au point de méthodes de codage qui permettent d'opérer avec un rapport signal/bruit plus petit [Forney, 1970; Viterbi et Omura, 1979]. Le signal codé exige une plus grande largeur de bande de transmission. L'emploi de la télémesure avec codage, aux très grands débits binaires, risque d'être limité par la largeur des bandes de fréquences attribuées.

2.2 *Besoins en matière de télécommande*

La fiabilité est l'exigence la plus importante pour les liaisons de télécommande. Les ordres doivent être reçus avec précision, et au moment où ils sont nécessaires. Pour les missions dans l'espace lointain lancées par les Etats-Unis d'Amérique, la liaison de télécommande doit avoir un taux d'erreur sur les bits ne dépassant pas 10^{-5}. Les ordres doivent être reçus en séquence, quelle que soit l'orientation de l'engin spatial, même lorsque l'antenne principale à gain élevé ne se trouve pas pointée sur la Terre. Dans ces conditions, la réception doit se faire avec une antenne très sensiblement omnidirectionnelle sur l'engin spatial. Dans les stations terriennes, on a besoin d'une très grande p.i.r.e., en raison du faible gain de l'antenne de l'engin spatial, et aussi pour obtenir une grande fiabilité.

Avec l'emploi de calculateurs sur les engins spatiaux, la mise en séquence et le fonctionnement automatiques des systèmes embarqués sont prédéterminés dans une large mesure et mémorisés dans les calculateurs, pour exécution ultérieure. Pour certaines séquences compliquées, le fonctionnement automatique est une nécessité absolue. La télécommande est nécessaire pour modifier en vol les instructions stockées en mémoire; ce processus peut être requis pour apporter des corrections tenant compte de variations observées ou de défauts de fonctionnement des systèmes de l'engin spatial. Il en est ainsi en particulier pour les missions de longue durée et aussi dans les cas où la mise en séquence dépend des conséquences d'«événements» antérieurs ayant affecté l'engin. Par exemple, les ordres concernant une correction de trajectoire d'un engin spatial dépendent de mesures de localisation et ne peuvent pas être prédéterminés.

On a connu de très faibles débits binaires de télécommande (pouvant s'abaisser jusqu'à 1 bit par seconde); on prévoit d'aller jusqu'à quelques kbit/s dans l'avenir.

La liaison de télécommande ne doit pas être trop affectée par des effets météorologiques. Une télécommande fiable implique l'emploi d'une télémesure de maintenance «tout temps», pour vérifier si tous les ordres sont correctement reçus et stockés dans la mémoire de commande. Les attributions de fréquences dans la bande des 2 GHz permettent d'obtenir cette indépendance à l'égard des effets météorologiques.

2.3 *Besoins en matière de poursuite*

La poursuite permet d'obtenir des données utiles pour la navigation de l'engin spatial et pour les études radioscientifiques.

2.3.1 *Navigation*

Les mesures de poursuite fondamentales pour la navigation sont fondées sur l'effet Doppler en radiofréquence et sur le temps de propagation aller et retour d'un signal de mesure de distance. Ces mesures doivent être faites avec une précision satisfaisant aux exigences de la navigation [Curkendall et Stephensen, 1970]. La précision des mesures dépend des variations de la vitesse de propagation, de la connaissance de l'emplacement de la station, de la précision des horloges et du temps de propagation dans les circuits électroniques des stations terriennes et des stations spatiales. Le Tableau I indique les précisions nécessaires pour la mission Viking (satellite en orbite et engin de débarquement sur Mars) et pour la mission Voyager Jupiter/Saturne. Les missions futures, qui seront plus longues et plus difficiles, exigeront une navigation et une poursuite plus précises [Melbourne, 1976].

TABLEAU I – *Spécifications de précision pour la navigation et la poursuite*

Mission (date de lancement)	Précision requise pour la navigation (km)	Précision de la mesure par effet Doppler (Hz)	Précision de mesure des distances (m)	Précision estimée de la position d'une station terrienne (m)
Viking (satellite et engin de débarquement sur Mars) (1975)	300 (au voisinage de Mars)	± 0,003	± 20	± 20
Voyager (passage au voisinage de Jupiter et Saturne) (1977)	400 (au voisinage de Jupiter)	± 0,001	± 4	± 2
	1300 (au voisinage de Saturne)	± 0,001	± 4	± 2
Galileo (satellite de Jupiter)	300 (au voisinage de Jupiter)	± 0,0005	± 2	± 1

2.3.2 *Etudes radioscientifiques*

Les liaisons de télécommunications avec les engins spatiaux peuvent aussi jouer un rôle important dans les études sur la propagation, la relativité, la mécanique céleste et la gravité [Anderson, 1973; Hennes et Fulmer, 1972; Michael, 1972; Eshleman et autres, 1977]. L'information nécessaire est fournie par des mesures d'amplitude, de phase, de fréquence, de polarisation et de temps de propagation. Pour pouvoir faire ces mesures, il faut disposer d'attributions de fréquences appropriées. Au-dessus de 1 GHz, le temps de transmission et la rotation de Faraday (effets des particules chargées et du champ magnétique) diminuent rapidement lorsque la fréquence augmente; ce sont donc les fréquences basses qui se prêtent le mieux à l'étude de ces phénomènes. Avec des fréquences plus élevées, on est assez bien protégé contre ces effets et on peut mieux étudier la relativité, la gravité et la mécanique céleste. Pour ces études, il faut aussi faire un étalonnage des effets des particules chargées aux fréquences basses.

Pour ces travaux scientifiques fondamentaux, on a besoin de faire des mesures de distance avec une précision absolue d'un ou deux centimètres. Pour obtenir cette précision, il faut utiliser des codes à large bande et mettre en œuvre simultanément plusieurs fréquences pour étalonner les effets des particules chargées.

2.4 *Conditions à satisfaire pour les missions d'engins habités dans l'espace lointain*

Il n'y a pas encore eu de missions d'engins habités au-delà de la Lune. Les conditions à satisfaire pour une mission de ce genre, du point de vue fonctionnel, seront les mêmes que pour les missions d'engins non habités. La présence d'un équipage humain dans les engins spatiaux imposera des exigences supplémentaires en ce qui concerne la fiabilité de la télémesure, de la télécommande et de la poursuite. Outre cet aspect de fiabilité, la différence la plus importante entre une mission d'engin habité et une mission d'engin non habité résidera dans l'utilisation de liaisons téléphoniques et de télévision dans le sens Terre vers espace et espace vers Terre. Au point de vue des télécommunications, la conséquence en sera une augmentation de la largeur de bande de transmission, pour pouvoir loger les signaux de télévision. Si l'on dispose d'une liaison ayant les caractéristiques voulues pour permettre la transmission des données avec les débits binaires nécessaires, les télécommunications pour la recherche dans l'espace lointain avec, d'une part, des engins habités et, d'autre part, des engins non habités sont suffisamment semblables dans leur principe pour qu'il soit en général inutile de les étudier séparément.

3. Caractéristiques techniques

3.1 Emplacements et caractéristiques des stations terriennes du réseau pour l'espace lointain (DSN)

Le Tableau II donne les emplacements des stations terriennes du réseau pour l'espace lointain des diverses administrations.

En ce qui concerne le réseau pour l'espace lointain des Etats-Unis d'Amérique les complexes de stations terriennes sont séparés par environ 120° de longitude. Chaque complexe comprend une antenne de 70 m, une antenne de 34 m et, au moins, une antenne de 26 m, des émetteurs à grande puissance avec régulation de fréquence extrêmement précise, des récepteurs sensibles avec boucles à verrouillage de phase et le matériel associé [Reid et autres, 1973]. Le DSN est relié à un centre de commande qui se trouve en Californie, aux Etats-Unis d'Amérique, par l'intermédiaire de lignes de Terre et d'installations de télécommunications par satellite.

Au Japon une seule antenne de 64 m est exploitée à Nagano.

Les stations terriennes du réseau de communication avec l'espace lointain de l'URSS sont situées près des villes d'Evpatoriya et Ussuriisk. Chaque station est équipée d'antennes paraboliques de 70 et 32 m de diamètre, fonctionnant à la réception et à l'émission. Une autre station terrienne, installée dans le village de Medvezhi Ozera (près de Moscou), est dotée d'une antenne parabolique unique de 64 m de diamètre fonctionnant exclusivement pour la réception.

TABLEAU II

Emplacements des stations terriennes pour la recherche spatiale dans l'espace lointain

Administration	Emplacement	Latitude	Longitude	Hauteur au-dessus du niveau moyen de la mer (m)
Etats-Unis d'Amérique	Goldstone, Californie (Etats-Unis d'Amérique)	35°22'N	115°51'O	1019
	Canberra (Australie)	35°28'S	148°59'E	818
	Madrid (Espagne)	40°26'N	4°17'O	791
Japon	Usuda, Nagano (Japon)	36°08'N	138°22'E	1489
URSS	Evpatoriya (République socialiste soviétique d'Ukraine)	45°11'N	33°11'E	5
	Ussuriisk (URSS)	44°01'N	131°45'E	75
	Medvezhi Ozera (URSS)	55°52'N	37°57'E	152

Les principales caractéristiques de ces divers types de stations terriennes sont données dans les Tableaux III a) et III b) (Etats-Unis d'Amérique) III c) (Japon), III d) et III e) (URSS).

TABLEAU IIIa

Caractéristiques des stations terriennes du réseau pour l'espace lointain avec antenne de 70 m exploitées par les Etats-Unis d'Amérique

Fréquence (GHz)	Gain d'antenne (dBi)(4)	Ouverture du faisceau d'antenne (degrés)	Puissance de l'émetteur (dBW)	p.i.r.e. (dBW)	Température de bruit du système de réception (K)	Densité spectrale de bruit du système de réception (dB(W/Hz))
2,1 Terre vers espace	62	0,14	50 56(3)	112 118	–	–
2,3 Espace vers Terre	63	0,13	–	–	26(1) 21(2)	-214(1) -215(2)
7,2 Terre vers espace	72	0,04	43	115	–	–
8,4 Espace vers Terre	74	0,04	–	–	37(1) 27(2)	-213(1) -214(2)
13,0 Espace vers Terre	77	0,02	–	–	44(1)(4) 31(2)(4)	-212(1)(4) -214(2)(4)
17,0 Terre vers espace	79	0,02	A déterminer	A déterminer	–	–
32,0 Espace vers Terre	83	0,01	–	–	83(1)(4) 61(2)(4)	-209(1)(4) -211(2)(4)
34,5 Terre vers espace	83	0,01	A déterminer	A déterminer	–	–

(1) Atmosphère claire, angle de site 30°, mode duplex pour réception et émission simultanées.

(2) Atmosphère claire, angle de site 30°, réception seulement.

(3) La puissance de 56 dBW n'est utilisée que si l'engin spatial se trouve dans une situation critique.

(4) Estimation.

TABLEAU IIIb

Caractéristiques des stations terriennes du réseau pour l'espace lointain avec antenne de 34 m exploitées par les Etats-Unis d'Amérique

Fréquence (GHz)	Gain d'antenne (dBi)	Ouverture du faisceau d'antenne (degrés)	Puissance de l'émetteur (dBW)	p.i.r.e. (dBW)	Température de bruit du système de réception (K)	Densité spectrale de bruit du système de réception (dB(W/Hz))
2,1 Terre vers espace	55	0,30	43	98	–	–
2,3 Espace vers Terre	56	0,27	–	–	33(1) 27(2)	-213(1) -214(2)
7,2 Terre vers espace	66	0,09	43	109	–	–
8,4 Espace vers Terre	67	0,07	–	–	30(1)	-214(1)

(1) Atmosphère claire, angle de site 30°, mode duplex pour réception et émission simultanées.

(2) Atmosphère claire, angle de site 30°, réception seulement.

TABLEAU IIIc

Caractéristiques du Centre japonais de télécommunications dans l'espace lointain avec une antenne de 64 m[3]

Fréquence (GHz)	Gain d'antenne (dBi)	Ouverture du faisceau d'antenne (degré)	Puissance de l'émetteur (dBW)	p.i.r.e. (dBW)	Température de bruit du système de réception (K)[1]	Densité spectrale de bruit du système de réception (dBW/Hz)
2,1 Terre vers espace	62	0,14	43	105	-	-
2,3 espace vers Terre	63	0,13	-	-	30	-214
7,2 Terre vers espace	71	0,042	-	-	-	-
8,5 espace vers Terre	72	0,035	-	-	A déterminer	A déterminer

[1] Atmosphère claire, angle de site 90°, mode duplex pour réception et émission simultanées avec amplificateur paramétrique refroidi à l'hélium.

[2] Les paramètres correspondant à 7,2 et 8,5 GHz sont des valeurs nominales.

[3] L'antenne est conçue pour être alimentée par un système périscopique qui permet de faire fonctionner les émetteurs et les amplificateurs à faible bruit depuis un montage fixe sur le plan horizontal indépendamment de la direction de pointage de l'antenne.

TABLEAU IIId

Caractéristiques de la station terrienne équipée d'une antenne de 70 mètres de diamètre exploitée par l'URSS+

Liaison	Fréquence (GHz)	Gain de l'antenne (dB)	Ouverture du faisceau (°)	Puissance d'émission (dBW)	p.i.r.e. (dBW)	Température de bruit du récepteur (°K)	Densité spectrale du bruit du récepteur dB(W/Hz)
Terre-espace	5,0	69,4	0,056	47	116,4	-	-
Espace-Terre	5,8	71,0	0,046	-	-	40* 57**	-212,6 -211,0
Espace-Terre	8,4	73,9	0,033	-	-	à déterminer	à déterminer

* : angle de site supérieur à 20°
** : angle de site inférieur à 20°

+ Les systèmes de l'URSS sont exploités dans la bande 5,000 - 5,025 GHz (E-S) et dans la bande 5,870 - 5,890 GHz (S-E) sans qu'il en résulte de brouillage (RR342).

TABLEAU III e

Caractéristiques de la station terrienne équipée d'une antenne de 32 mètres de diamètre exploitée par l'URSS

Liaison	Fréquence (GHz)	Gain de l'antenne (dB)	Ouverture du faisceau (°)	Puissance d'émission (dBW)	p.i.r.e. (dBW)	Température de bruit du récepteur (°K)	Densité spectrale de bruit du récepteur dB(W/Hz)
Terre-espace	5,0	61,4	0,120	49	110,4	-	-
Espace-Terre	5,8	63,0	0,100	-	-	41* 58**	-212,5 -211,0
Espace-Terre	8,4	65,9	0,071	-	-	à déterminer	à déterminer

* : angle de site supérieur à 20°
** : angle de site inférieur à 20°

Les valeurs indiquées dans le Tableau IIIa pour la température de bruit des systèmes s'entendent pour les conditions spécifiées. La température de bruit varie avec le mode d'exploitation, les conditions météorologiques et l'angle de site. Cette variation doit être prise en considération dans les calculs de performance et de brouillage. La Fig. 1 représente le bruit introduit par le récepteur de la station terrienne. Cette courbe a été tracée d'après l'expérience acquise aux Etats-Unis d'Amérique avec les bandes des 2 et 8 GHz et d'après les estimations faites pour une exploitation éventuelle sur des fréquences plus élevées.

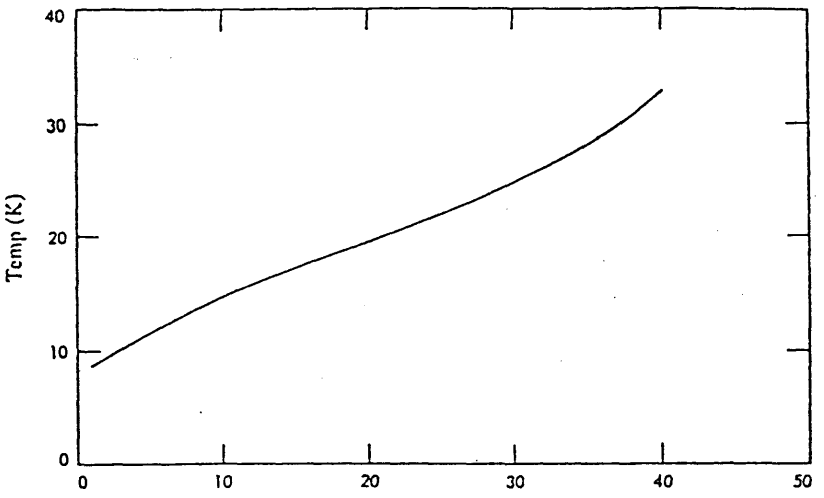


FIGURE 1

Température de bruit de la station terrienne (K)
Angle de site de 30 degrés
Ne comprend pas le bruit du ciel

Dans le cas des stations terriennes utilisées pour la recherche dans l'espace lointain, la qualité de fonctionnement à la réception est généralement spécifiée par le rapport énergie du signal par élément numérique/densité spectrale de bruit, qui donne un taux d'erreur binaire déterminé. Une autre façon d'indiquer la grande qualité de fonctionnement et la grande sensibilité de ces stations consiste à spécifier le rapport gain d'antenne/température de bruit, généralement désigné par les symboles G/T. Ce rapport ou quotient est d'environ 50 dB/K à 2,3 GHz et de 59,5 dB/K à 8,4 GHz. Ces valeurs peuvent se comparer à la valeur inférieure et typique de 41 dB/K pour certaines stations terriennes du service fixe par satellite.

3.2 *Stations spatiales*

Les dimensions et le poids d'un engin spatial sont limités par les possibilités de la fusée de lancement. La puissance de l'émetteur et les dimensions de l'antenne d'une station spatiale sont plus petites que pour une station terrienne. La température de bruit du récepteur est plus élevée parce qu'on utilise en général un préamplificateur simple, non refroidi.

La station spatiale est équipée d'un récepteur-émetteur, appelé répondeur, qui peut fonctionner dans un des deux modes suivants: le mode bidirectionnel, dans lequel le signal d'onde porteuse reçu d'une station terrienne sert à commander l'oscillateur d'une boucle à verrouillage de phase, la fréquence de cet oscillateur est ensuite utilisée pour piloter la fréquence d'émission du répéteur, dans un rapport fixe; le mode unidirectionnel, dans lequel on ne reçoit pas de signal en provenance d'une station terrienne, la fréquence de l'émetteur étant pilotée par un oscillateur à quartz.

Dans le mode bidirectionnel, la fréquence et la phase émises par l'engin spatial sont asservies avec une grande précision; cela est nécessaire compte tenu de l'extrême précision des signaux reçus d'une station terrienne.

Le Tableau IV donne la liste des principales caractéristiques des stations spatiales qui sont prévues pour effectuer la mission Galileo vers Jupiter.

TABLEAU IV – *Caractéristiques choisies de l'équipement radioélectrique pour la station spatiale orbitale de Jupiter «Galileo»*

Fréquence Espace vers Terre (MHz)	Dimensions de l'antenne (m)	Gain d'antenne (dBi)	Ouverture du faisceau d'antenne (degrés)	Puissance d'émission (dBW)	p.i.r.e. (dBW)
2295	3,7	37	2,3	13	50
8425	3,7	48	0,64	13	61

Fréquence Terre vers Espace (MHz)	Dimensions de l'antenne (m)	Gain d'antenne (dBi)	Ouverture du faisceau d'antenne (degrés)	Température de bruit du récepteur (K)	Densité spectrale de bruit du récepteur (dB(W/Hz))
2115	3,7	36	2,6	1200	–198
7150	3,7	48	0,64	390	–202

Etant donné la p.i.r.e. limitée des stations spatiales, les stations terriennes doivent être équipées du récepteur le plus sensible possible. En revanche, étant donné la très grande p.i.r.e. des stations terriennes, les stations spatiales peuvent utiliser des récepteurs moins sensibles. La température de bruit du récepteur appropriée à un engin spatial donné est déterminée par le débit binaire requis et par des considérations de dimensions, de poids, de coût, de complexité et de fiabilité.

A 2,1 GHz, la température de bruit du récepteur de l'engin spatial Hélios (République fédérale d'Allemagne) est de 600 K. Dans le cas d'un récepteur à 7150 MHz mis au point pour la mission Galileo vers Jupiter, on prévoit une température de bruit de 390 K. La température de bruit du récepteur des engins d'exploration japonais Suisei (PLANET-A) et Sakigake (MS-T5) de la comète de Halley était de 238 K à 2,1 GHz sans la perte dans le câble.

Dans les conditions actuelles, la puissance d'émission de la station spatiale est principalement limitée par la puissance électrique que peut fournir l'engin spatial, et non par la technologie des émetteurs.

4. Méthodes de télécommunications avec l'espace lointain

Les méthodes classiques de télémesure et de télécommande pour les télécommunications avec l'espace lointain consistent à émettre des ondes porteuses modulées en phase [Viterbi, 1966; Lindsey, 1972; Lindsey et Simon, 1973]. La poursuite Doppler se fait par détection cohérente de la phase de la porteuse. Pour obtenir la fonction de mesure des distances, on ajoute un signal de mesure de distance à la modulation [Edelson, 1972; NASA, 1976].

4.1 *Poursuite de la porteuse et mesures Doppler*

Lorsqu'elle est reçue dans une station terrienne, la fréquence d'un signal émis par un engin spatial subit une variation par effet Doppler [Curkendall et Stephensen, 1970]. On procède par poursuite de la phase de la porteuse pour mesurer cet effet Doppler et, par conséquent, la vitesse de l'engin spatial par rapport à la station terrienne. Les récepteurs de la station terrienne et de la station spatiale suivent le signal de porteuse grâce à une boucle à verrouillage de phase. Avec un répéteur en mode bidirectionnel, la fréquence et la phase dans la boucle de la station spatiale servent à produire une ou plusieurs fréquences transmises dans le sens espace vers Terre. La station terrienne obtient ainsi des signaux qui sont mis en corrélation avec la fréquence émise dans le sens Terre vers espace, ce qui permet de mesurer avec précision l'effet Doppler.

Dans le mode unidirectionnel, les fréquences utilisées dans le sens espace vers Terre sont fournies par l'oscillateur du répondeur; les mesures Doppler sont effectuées sur la base d'une connaissance a priori de la fréquence de l'oscillateur.

Le processus de poursuite de la porteuse fournit également le signal d'oscillateur local qui permet de passer de la radiofréquence à la fréquence intermédiaire du récepteur.

4.2 *Modulation et démodulation*

Sur les liaisons radioélectriques, l'onde porteuse est modulée en phase (modulation angulaire). Le signal de données numériques de la bande de base module une sous-porteuse, qui elle-même module en phase la porteuse radioélectrique. Pour la télémesure, on utilise généralement une sous-porteuse constituée par une onde rectangulaire; pour la télécommande, la sous-porteuse peut être une onde sinusoïdale. Le taux de modulation est réglé de manière à fournir la valeur désirée du rapport: puissance de la porteuse résiduelle/puissance des bandes latérales du signal de données. On choisit la valeur de ce rapport de manière à obtenir une poursuite optimale de la porteuse et une détection optimale des données dans le récepteur.

La démodulation de la porteuse radioélectrique et de la sous-porteuse de données est effectuée par des boucles à verrouillage de phase. En général, la détection des données se fait à l'aide de filtres à corrélation et de filtres adaptés.

D'autres méthodes de modulation et de démodulation peuvent être appliquées sur les liaisons de télévision et les liaisons téléphoniques pour les missions d'engins habités.

4.3 *Codage*

Sur une liaison à transmission numérique, il est possible de réduire la probabilité d'erreur si l'on accroît la largeur de bande d'information. On peut y parvenir en appliquant un codage qui a pour effet de remplacer de façon appropriée les éléments binaires correspondant aux données par un nombre plus grand de symboles d'un code. Des exemples de ce processus sont fournis par les codes cycliques et les codes à convolution [Forney, 1970; Lindsey et Simon, 1973; Viterbi et Omura, 1979]. Après la transmission, les données initiales sont récupérées grâce à un décodage dont les caractéristiques sont adaptées au code utilisé. L'amélioration de qualité réalisable avec la transmission codée est liée au fait que la largeur de bande est plus grande; elle peut atteindre 3,8 dB (codage à convolution utilisé dans la mission Voyager Jupiter/Saturne, avec un taux d'erreur binaire maximal de 10^{-3}).

4.4 *Multiplexage*

La télémesure pour données scientifiques et la télémesure pour données de maintenance peuvent être combinées de manière à fournir un seul train de données numériques, cela grâce au multiplexage par répartition dans le temps; une autre solution consiste à utiliser des sous-porteuses séparées, que l'on additionne pour obtenir un signal modulant composite. On peut aussi ajouter un signal de mesure de distances à la télémesure ou à la télécommande. On règle l'amplitude des différents signaux de données de manière à répartir convenablement la puissance de l'émetteur entre l'onde porteuse et les bandes latérales d'information.

4.5 *Mesures de distances*

Pour mesurer des distances à partir d'une station terrienne, on fait fonctionner le répondeur de la station spatiale dans le mode bidirectionnel. La modulation correspondante appliquée au signal Terre vers espace est récupérée dans le répondeur pour moduler la porteuse transmise dans le sens espace vers Terre. Dans la station terrienne, une comparaison entre les codes de mesure des distances émis et reçus permet de mesurer un temps de transmission qui est proportionnel à la distance.

La précision de la mesure des distances est limitée fondamentalement par les possibilités de mesure de la corrélation temporelle entre le code émis et le code reçu. Dans le système utilisé actuellement, la fréquence de codage la plus élevée est 0,5 MHz. La période du code est 2 μs et il est facile d'obtenir une résolution de 4 ns, à condition que le rapport signal/bruit ait une valeur suffisante. Cette résolution équivaut à 120 cm sur le trajet aller et retour, c'est-à-dire à 60 cm sur la distance mesurée. Dans les conditions actuelles, cette valeur est suffisante pour les besoins de la navigation (voir le Tableau II).

Dans les futures expériences radioscientifiques (§ 2.3.2), on aura besoin d'une précision de 1 cm. A cet effet, il faudra avoir une fréquence de code d'au moins 30 MHz.

4.6 *Largeur de bande*

La largeur totale de bande qui convient aux télécommunications, dans le cas de la recherche dans l'espace lointain, est fonction des débits binaires requis, du nombre d'engins spatiaux utilisés pour chaque mission, du nombre des missions et de la mesure dans laquelle les fréquences peuvent être partagées sans brouillage mutuel.

4.6.1 *Largeur de bande des liaisons*

Les largeurs de bande sur les trajets Terre vers espace et espace vers Terre sont conditionnées par les débits binaires de télémesure [Davies et Murray, 1971] et par la précision de la mesure des distances [Couvillon et autres, 1970]. Par contre, la largeur de spectre pour la télécommande est relativement petite, étant donné que le débit binaire correspondant est lui-même relativement petit.

Pour faire passer un signal de modulation périodique carré avec une perte ne dépassant pas 0,3 dB, il faut que la largeur de bande contienne le cinquième harmonique de la fréquence de modulation. Pour le signal de télémesure, la largeur de bande radioélectrique doit être assez grande pour laisser passer le cinquième harmonique de la sous-porteuse et le cinquième harmonique du rythme d'horloge (moitié du débit binaire). Avec les techniques actuelles, la fréquence de la sous-porteuse doit être suffisamment élevée pour donner 1,5 cycle de sous-porteuse par bit de données. En conséquence, la largeur de bande totale a pour expression:

$$BW = 2[(BR \times 1\tfrac{1}{2} \times 5) + 5 \times \tfrac{1}{2}\, BR] = 20\, BR \quad (1)$$

où

BW: largeur de bande radioélectrique

BR: débit binaire.

Par exemple, avec un débit non codé de 1 Mbit/s, il faut une largeur de bande de 1,5 MHz pour la sous-porteuse et de 20 MHz en radiofréquence.

La Fig. 2 contient une courbe représentative des spectres de télémesure.

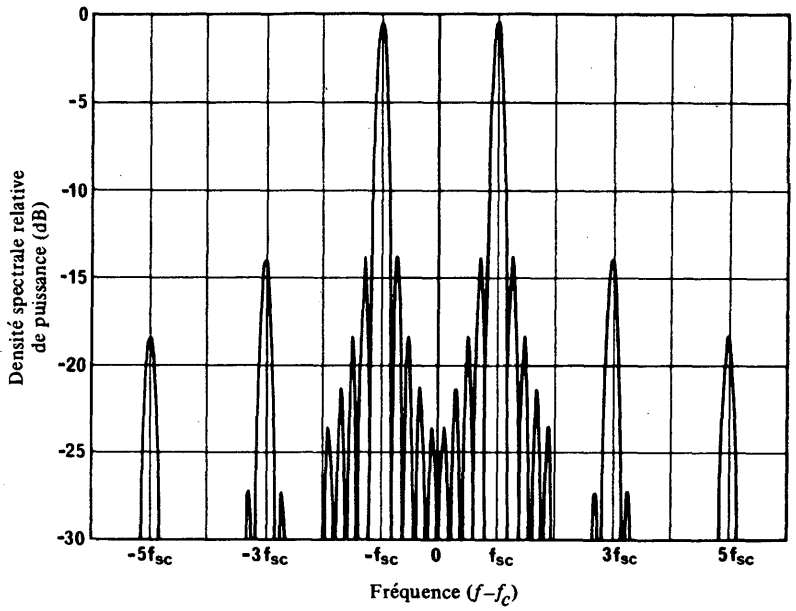


FIGURE 2 – *Spectre de densité de puissance de la télémesure (espace vers Terre)*

$f - f_c$: différence de fréquence par rapport à la porteuse

f_c : fréquence de la porteuse

f_{sc} : fréquence de la sous-porteuse

Plus on augmente les débits binaires de télémesure, moins on a besoin d'une sous-porteuse pour maintenir l'énergie des données à l'extérieur de la largeur de bande de la boucle de poursuite de l'onde porteuse. Cela tient au fait que cette largeur de bande représente une fraction relativement faible de la largeur de bande du spectre des données. En employant un codage approprié, on peut réduire, au voisinage de l'onde porteuse, l'énergie des données de sorte que des sous-porteuses sont inutiles. L'élimination des sous-porteuses ramène la totalité de la largeur de bande nécessaire à:

$$BW = 2[5 \times \tfrac{1}{2}\, BR] = 5\, BR \qquad (2)$$

On peut avoir recours à la modulation directe de la porteuse, ce qui exige moins de largeur de bande.

Dans la technique actuelle de mesure des distances, on utilise des signaux rectangulaires avec modulation biphase. La largeur de spectre nécessaire pour le signal émis est déterminée par la fréquence la plus élevée du code. Le spectre jusqu'au cinquième harmonique est représenté Fig. 3. On considère généralement qu'une largeur de bande égale à 6 fois la fréquence du code est acceptable. Pour certaines missions dans l'espace lointain, la largeur de bande maximale requise dépendra de la précision de la mesure des distances.

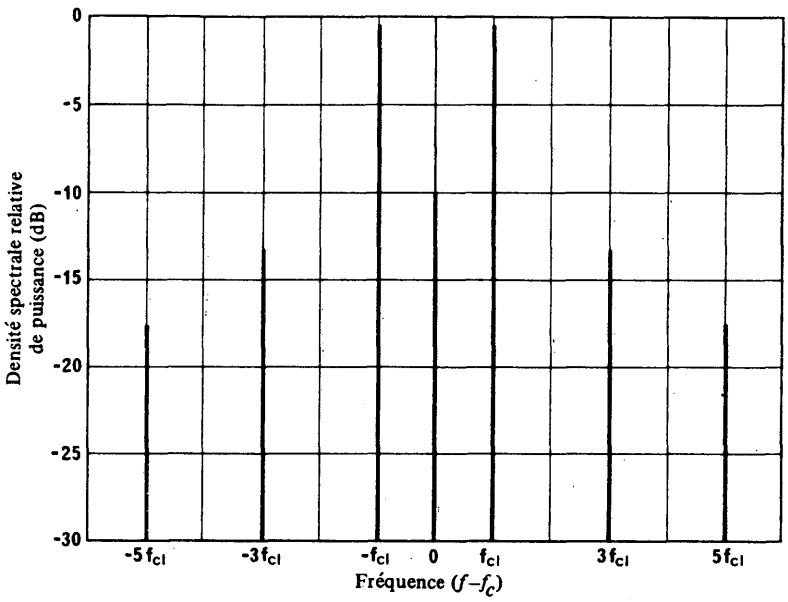


FIGURE 3 – *Spectre de densité de puissance pour la mesure des distances (Terre vers espace)*

$f - f_c$: différence de fréquence par rapport à la porteuse

f_c : fréquence de la porteuse

f_{cl} : fréquence d'horloge pour la mesure de distance

Pour la mesure des distances, les futurs besoins de télémesure de haute précision et de codes à fréquence élevée peuvent nécessiter une réduction supplémentaire de la largeur de bande du signal émis, afin de loger un ou plusieurs engins spatiaux dans une attribution de bande donnée. Cela vaut en particulier pour les attributions relativement étroites à 2 et à 8 GHz. Les techniques appropriées comprennent la modulation de phase quadrivalente et la manipulation par déplacement minimal de fréquence, en utilisant des signaux aux harmoniques de puissance réduite et la compression des données. Certaines de ces techniques s'accompagnent d'une diminution de la qualité de fonctionnement des liaisons ou d'une dégradation de la qualité des signaux de données.

Les besoins en matière de largeurs de bande des liaisons, pour la recherche dans l'espace lointain, dépendent des débits binaires nécessaires aux diverses fonctions indiquées dans le Tableau V.

La valeur maximale de la largeur de bande radioélectrique nécessaire à une mission donnée est déterminée par le débit binaire total permettant d'assurer simultanément les fonctions, ainsi que par la méthode de modulation. La fonction de mesure des distances est généralement l'élément prédominant de la valeur maximale du débit binaire total. Dans les conditions actuelles, la largeur de bande radioélectrique maximale est d'environ 3 MHz pour un véhicule spatial non habité. Pour la fonction d'interférométrie (§ 4.8.2), une paire de raies spectrales espacées de 25 MHz au plus de la fréquence porteuse fera partie du signal émis. Les futurs besoins de débits binaires plus élevés, indiqués dans le Tableau V, entraîneront des largeurs de bande à l'émission atteignant jusqu'à plusieurs centaines de MHz.

TABLEAU V – *Débits binaires nécessaires pour une mission dans l'espace lointain*

Direction et fonction	Liaison		
	Tout temps	Normal	Débit élevé de données
Terre vers espace			
Télécommande (bit/s)	1 à 1000	1 à 1000	1 à 1000
Programmation d'ordinateur (kbit/s)	1 à 50	1 à 100	1 à 200
Téléphonie (kbit/s)	45	45	45
Télévision (Mbit/s)	1 à 4	1 à 12	6 à 24
Mesure des distances (Mbit/s)	1	10	100
Espace vers Terre			
Télémesure de maintenance (bit/s)	8 à 500	8 à 500	8 à 1000
Données scientifiques (kbit/s)	0,008 à 115	1 à 500	50 à 10^4
Téléphonie (kbit/s)	45	45	45
Télévision (Mbit/s)	0,2 à 0,8	2 à 8	6 à 24
Mesure des distances (Mbit/s)	1	10	100

4.6.2 *Largeur de bande nécessaire à une mission*

Certaines missions effectuées dans l'espace lointain nécessitent deux engins spatiaux ou plus. Pendant la mission, les engins spatiaux peuvent, à certains moments, se trouver simultanément dans l'ouverture du faisceau de l'antenne de la station terrienne. Un exemple particulièrement important de ce cas est celui d'une mission au cours de laquelle des engins spatiaux sont mis sur orbite autour d'une planète. Dans ces conditions, l'exploitation simultanée des liaisons de télécommunication exige une largeur de bande radioélectrique suffisante pour que les divers signaux puissent y trouver place sans brouillage mutuel.

Si l'on considère les caractéristiques types des missions, les fonctions à remplir simultanément et les moyens d'une meilleure utilisation du spectre, on est conduit à conclure que les futures missions dans l'espace lointain pourront demander au maximum une largeur de bande totale d'environ 500 MHz.

4.6.3 *Largeur de bande nécessaire à des missions multiples*

Plusieurs missions effectuées dans l'espace lointain, mais dans des parties différentes du système solaire, peuvent partager les mêmes bandes de fréquences, sauf pendant les périodes où il s'ensuivrait un brouillage mutuel. Ce brouillage peut typiquement se produire pendant de brefs intervalles de temps, lorsqu'un engin spatial est proche de la Terre et que le champ des signaux reçus est alors intense, ou lorsque des engins spatiaux appartenant à des missions distinctes se trouvent dans l'ouverture du faisceau de l'antenne de la station terrienne. L'étude des missions en cours ou projetées montre que les périodes de brouillage mutuel sont assez brèves pour qu'un partage du temps d'utilisation des liaisons de télécommunication permette de les éviter.

La conclusion qu'une largeur de bande maximale de 500 MHz suffira aux besoins des futures missions dans l'espace lointain (§ 4.6.2) est également valide dans le cas des missions multiples.

4.6.4 *Fiabilité des liaisons et utilisation des bandes attribuées*

Le paragraphe qui précède indique la largeur de bande maximale nécessaire à la recherche dans l'espace lointain. Les attributions au voisinage de 2 et de 8 GHz ne permettent pas de répondre à ce besoin mais elles n'en constituent pas moins une ressource indispensable à la recherche dans l'espace lointain.

Les attributions larges de 10 MHz au voisinage de 2 GHz permettent d'établir des liaisons relativement invulnérables aux effets nuisibles de la pluie et des nuages. Les engins spatiaux existants ou prévus sont ou seront équipés de façon à tirer parti de ces attributions et d'assurer tout au moins partiellement le succès des missions si des conditions météorologiques défavorables s'opposent à l'emploi de bandes de fréquences plus élevées.

Actuellement, les missions comptent essentiellement sur les attributions larges de 50 MHz au voisinage de 8 GHz pour établir les liaisons appropriées aux fonctions normales de la mission. Là où une mission particulière ne demandera pas les débits binaires les plus élevés possibles, ces attributions continueront à permettre l'établissement de liaisons nécessaires avec l'espace lointain.

Les attributions de 500 MHz au voisinage de 15 et de 32 GHz répondront aux besoins des futures liaisons de haute qualité dans les limites de largeur de bande spécifiées dans les paragraphes précédents.

4.7 *Gain et pointage des antennes*

Pour les antennes paraboliques normalement utilisées dans la recherche spatiale, le gain maximal est limité par les dimensions et par la précision avec laquelle est réalisée la surface parabolique [Ruze, 1966]. Cette dernière considération impose une limite à la fréquence maximale pouvant être utilisée efficacement avec telle ou telle antenne.

Un des éléments dont dépend la précision de réalisation de la surface, élément commun aux antennes des stations terriennes et des stations spatiales, est la précision de la construction.

Les antennes des stations terriennes subissent des déformations de surface sous l'effet du vent et de la température. Lorsque l'angle de site varie, la pesanteur est la cause de déformations de surface additionnelles.

Les dimensions des antennes des stations spatiales sont limitées par la place disponible dans la fusée de lancement et par les possibilités techniques de construction des antennes déployables. Les effets thermiques sont une cause de déformation des surfaces de ces antennes.

La valeur maximale utilisable du gain des antennes est limitée par la précision de leur pointage. L'ouverture du faisceau doit avoir la valeur voulue pour que l'on puisse s'accommoder de l'erreur angulaire de pointage. Toutes les causes de déformation de la surface du réflecteur ont aussi une influence sur cette précision. Le pointage des antennes des stations spatiales dépend également de la précision du système de commande d'orientation de l'engin spatial (cette précision dépend, de son côté, de la quantité de propergol qui peut être emportée).

La précision avec laquelle on connaît les emplacements de la station terrienne et de la station spatiale l'un par rapport à l'autre a une influence sur l'ouverture de faisceau minimale et le gain maximal utilisables.

Le Tableau VI indique des limitations typiques imposées aux performances des antennes. La Fig. 4 donne les valeurs du gain des antennes de station terrienne de 70 m en fonction de la fréquence et de l'angle de site.

TABLEAU VI – *Limites imposées actuellement à la précision et au gain maximal des antennes*

Paramètre limitatif	Antennes de station spatiales		Antennes de station terrienne	
	Valeur minimale typique du paramètre	Gain maximal	Valeur minimale typique du paramètre	Gain maximal
Précision de surface du paraboloïde	0,024 cm, valeur efficace, pour un réflecteur de 3,7 m de diamètre	66 dB à 100 GHz [1]	0,12 cm, valeur efficace, pour un réflecteur de 64 m de diamètre	76 dB à 20 GHz [1]
Précision de pointage	± 0,15° (3σ)	55 dB [2]	± 0,016° (3σ)	75 dB [2]

[1] Le gain sera plus faible sur d'autres fréquences.

[2] Gain d'antenne pour une ouverture du faisceau à mi-puissance égale à 2× précision de pointage (3σ). Avec une antenne à gain plus élevé, l'ouverture de faisceau serait trop petite par rapport à la précision de pointage actuelle.

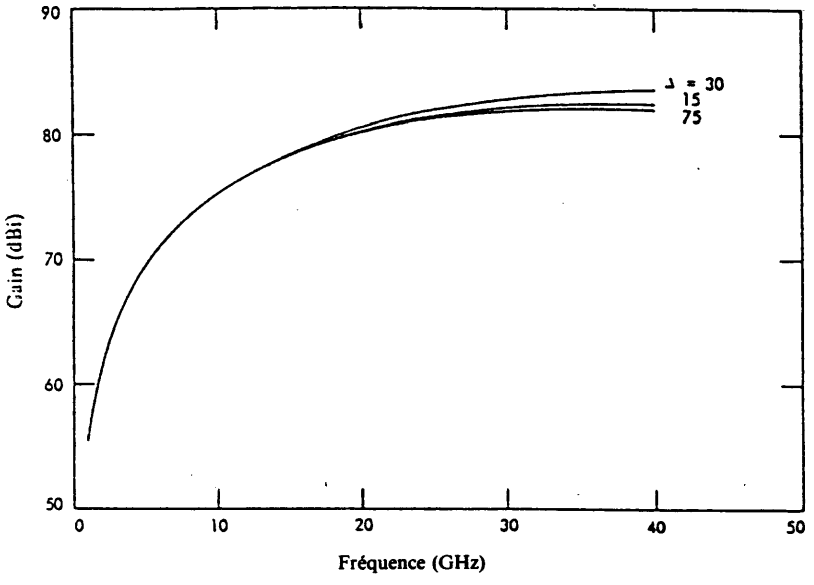


FIGURE 4 – *Gain d'une antenne de station terrienne (70 m de diamètre)*

Δ : angle de site de l'antenne (degrés)

4.8 *Techniques supplémentaires pour la radionavigation*

Les mesures Doppler et les mesures de distances fournissent l'information de base, en matière de poursuite, pour la navigation. D'autres techniques ont été mises au point pour améliorer la précision de la navigation.

4.8.1 *Etalonnage de la vitesse de propagation, influencée par les particules chargées*

Les mesures de distances et les mesures Doppler sont influencées par les variations de la vitesse de propagation des ondes, variations provoquées par les électrons libres qui se trouvent sur le trajet de transmission. La densité de ces électrons varie dans l'espace et dans les atmosphères planétaires; elle est très élevée au voisinage du Soleil. Si on n'en tient pas compte, ces variations de la vitesse de propagation peuvent être une cause d'erreurs dans les calculs de navigation.

Les particules chargées accroissent la vitesse de phase et diminuent la vitesse de groupe. On peut déterminer l'effet produit par ces particules en comparant la variation de distance avec l'effet Doppler intégré sur une certaine période. L'influence sur la vitesse de propagation est inversement proportionnelle au carré de la radiofréquence. On peut tirer parti de cette dépendance en fonction de la fréquence pour améliorer la précision d'étalonnage. Il est possible de faire une mesure de distance dans les deux sens et d'effectuer la poursuite par effet Doppler en se servant de signaux transmis simultanément dans le sens espace vers Terre dans plusieurs bandes distinctes. Les particules chargées produisent des effets d'amplitude différente dans ces bandes, et cette différence est mise à profit pour améliorer l'étalonnage.

L'effet produit par les particules chargées est étudié dans les Rapports 683 et 849.

4.8.2 *Interférométrie à très grande ligne de base (VLBI)*

La précision de la navigation d'un engin spatial dépend de la précision avec laquelle on connaît l'emplacement de la station terrienne dans le système de coordonnées de la navigation. Une erreur de 3 m sur l'emplacement supposé de la station peut entraîner une erreur de 700 km dans la position calculée d'un engin spatial, à une distance égale à celle de Saturne. Le procédé VLBI permet d'avoir une meilleure estimation de la position d'une station; on utilise une radiosource céleste (quasar) comme source de signaux située en un point essentiellement invariable de la sphère céleste [Rogers, 1970]. Il est possible d'enregistrer les signaux du quasar de manière à déterminer, avec une grande précision, la différence entre les instants de réception dans deux stations très éloignées l'une de l'autre. Si l'on fait plusieurs mesures, on peut déterminer les emplacements des stations avec une précision relative de 10 cm. On utilise actuellement des fréquences voisines de 2 et de 8 GHz pour les mesures VLBI.

La technique VLBI permet aussi de mesurer directement l'angle de déclinaison des engins spatiaux. La distance à laquelle se trouve l'engin est mesurée par deux stations dont on connaît les emplacements avec précision et qui sont séparées par une grande distance dans le sens nord-sud. Sur la base de ces mesures, il est possible de calculer la déclinaison avec une grande précision.

Une troisième application de la méthode VLBI est la mesure précise de la position angulaire d'un engin spatial [Reid et autres, 1973]. Deux stations terriennes ou plus observent alternativement un signal d'engin spatial et un signal de quasar. Connaissant le temps, les coordonnées des stations et l'influence de la rotation terrestre sur les signaux reçus, il est possible de déterminer la position angulaire de l'engin spatial dans des références célestes. Quand elle sera complètement mise au point, cette méthode permettra d'obtenir une précision nettement meilleure que celle réalisable actuellement (0,01 seconde d'arc). Il sera alors possible d'effectuer une navigation plus précise [Swenson et Mathur, 1968; Melbourne et Curkendall, 1977].

Les missions Phobos de l'URSS ont été conçues pour utiliser cette dernière technique. L'un des deux engins spatiaux de chaque mission est conçu pour atterrir sur le satellite Phobos de Mars; l'autre reste en orbite. Les coordonnées angulaires du premier engin doivent être déterminées au moyen de stations terriennes VLBI en URSS avec l'aide d'autres stations terriennes de recherche spatiale et de radioastronomie dans le monde. La station spatiale Phobos a les caractéristiques de référence suivantes:

Fréquence de l'émetteur	environ 2 GHz
Puissance de l'émetteur	5 W
Gain de l'antenne	10 dBi
Largeur des raies spectrales VLBI	1 Hz
Séparation des raies spectrales VLBI	14 MHz

On trouvera de plus amples renseignements dans [CCIR, 1986-1990a, b].

5. Analyse des performances et marges de réalisation

Le Tableau VII donne la liste des caractéristiques d'une liaison, utilisable pour une analyse des performances. L'exemple concerne la télémesure à grand débit à partir de Jupiter. Le même genre d'analyse est effectué pour la télécommande et la mesure des distances, au stade de la planification des missions. On se sert des caractéristiques indiquées plus haut (stations terriennes et stations spatiales) pour calculer une marge des performances pour chaque fonction de télécommunication.

Un point important à souligner, pour la conception des missions de recherche dans l'espace lointain, est la très petite valeur de la marge de performance pour la télémesure (3,5 dB dans l'exemple indiqué). Il en est ainsi parce qu'on a besoin de tirer le maximum d'informations scientifiques de chaque engin spatial. Si on augmentait la marge de sécurité de 10 dB, cela diviserait par 10 la quantité de données de télémesure. En utilisant un système ayant une faible marge de performance, on court deux risques: sensibilité aux brouillages nuisibles et, pour les bandes supérieures à 2 GHz, diminution de la fiabilité du fait des influences météorologiques.

TABLEAU VII – *Bilan des performances – liaison satellite vers Terre à partir de Jupiter*

Mission: Voyager Jupiter/Saturne 1977 Mode: télémesure, 115,2 kbit/s, données codées, porteuse 8,45 GHz	
Caractéristiques de l'émetteur	
Puissance radioélectrique (21W) (dBW)	13,2
Perte dans les circuits (dB)	−0,2
Gain d'antenne (diamètre 3,7 m) (dBi)	48,1
Perte de pointage (dB)	−0,2
Caractéristiques du trajet	
Affaiblissement en espace libre entre antennes isotropes (8,45 GHz, 9,3 × 10^8 km) (dB)	−290,4
Caractéristiques du récepteur	
Gain d'antenne (64 m, angle de site 30°) (dBi)	72,0
Perte de pointage (dB)	−0,3
Affaiblissement dû aux conditions météorologiques (dB)	−0,1
Densité spectrale de bruit du système (22,6 K) (dB(W/Hz))	−215,1
Bilan de puissance	
Affaiblissement sur la liaison (dB)	−171,1
Puissance reçue, $P(T)$ (dBW)	−157,9
Performance de poursuite de la porteuse (bidirectionnel)	
Rapport puissance porteuse/puissance totale (dB)	−15,4
Puissance porteuse reçue (dBW)	−173,3
Largeur de bande de bruit au seuil (B = 10 Hz) (10 log B)	10,0
Puissance de bruit (dBW)	−205,1
Rapport signal au seuil/bruit (dB)	20
Puissance de la porteuse au seuil (dBW)	−185,1
Marge de performance (dB)	11,8
Performance de détection des données	
Rapport puissance des données/puissance totale (dB)	−0,3
Pertes à la réception des données et pertes par détection (dB)	−0,5
Puissance des données à la réception (dBW)	−158,7
Largeur de bande de bruit (largeur de bande de bruit effective pour une détection, par filtres adaptés, de données transmises à 115,2 kbit/s (dB)	50,6
Puissance de bruit (dBW)	−164,5
Rapport signal/bruit au seuil (taux d'erreur sur les bits 0,005) (dB)	2,3
Puissance des données au seuil (dBW)	−162,2
Marge de performance (dB)	3,5

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ANDERSON, J. D. [1973] Lectures on physical and technical problems posed by precision radio tracking; *Experimental Gravitation*, 163-199. Academic Press, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

COUVILLON, L. A. et autres [septembre 1970] Communicating with outer-planet spacecraft. *Astron. and Aeronaut.*, Vol. 8, **9**, 62-68.

CURKENDALL, D. W. et STEPHENSEN, R. R. [mai 1970] Earthbased tracking and orbit determination – Backbone of the planetary navigation system. *Astron. and Aeronaut.*, Vol. 8, **5**, 30-36.

DAVIES, M. E. et MURRAY, B. C. [1971] *The View from Space.* Columbia University Press, New York, NY.

EDELSON, R. E. [juillet 1972] *Telecommunications Systems Design Techniques Handbook.* Tech. Memorandum 33-571, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, Calif. 01103, Etats-Unis d'Amérique.

ESHLEMAN, V. R. et autres [1977] Radio Science Investigations with Voyager. *Space Sci. Revs.*, Vol. 21, **2**, 207-232.

FORNEY, G. D. Jr. [juin 1970] Coding and its application in space communications. *IEEE Spectrum*, 47-58.

HENNES, J. P. et FULMER, C. V. [mars 1972] Identifying relevant scientific goals in planetary exploration. *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 9, **3**, 205-213.

LINDSEY, W. C. [1972] *Synchronization Systems in Communication and Control.* Prentice Hall Inc., Englewood Cliffs, New Jersey, Etats-Unis d'Amérique.

LINDSEY, W. C. et SIMON, M. K. [1973] *Telecommunication systems engineering.* Prentice Hall Inc., Englewood Cliffs, New Jersey, Etats-Unis d'Amérique.

MELBOURNE, W. G. [1976] Navigation between the planets. *Sci. Amer.*, Vol. 234, **6**, 58-74.

MELBOURNE, W. G. et CURKENDALL, D. W. [septembre 1977] Radiometric direction finding: A new approach to deep space navigation. Document 125, présenté à la AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Wyoming, Etats-Unis d'Amérique.

MICHAEL, W. H. Jr. [février 1972] Radio science experiments; the Viking Mars orbiter and lander. *Icarus*, Vol. 16, **1**, 57-73.

NASA [1976] A forecast of space technology 1980-2000. Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC.

REID, M. S., CLAUSS, R. C., BATHKER, D. A. et STELZREID, C. T. [septembre 1973] Low-noise microwave receiving systems in a worldwide network of large antennae. *Proc. IEEE*, Vol. 61, **9**, 11, 1330-1335.

ROGERS, A. E. E. [octobre 1970] Very long baseline interferometry with large effective bandwidth for phase-delay measurements. *Radio Sci.*, Vol. 5, **10**, 1239-1248.

RUZE, J. [1966] Antenna tolerance theory – A Review. *Proc. IEEE*, Vol. 54, **4**, 633-640.

SWENSON, G. W. et MATHUR, N. C. [1968] The Interferometer in radio astronomy. *Proc. IEEE*, Vol. 56, 2114.

VITERBI, A. J. [1966] *Principes of Coherent Communications.* McGraw-Hill, New York, NY.

VITERBI, A. J. et OMURA, J. K. [1979] *Principles of Digital Communication and Coding.* McGraw-Hill, New York, NY.

YUEN, J. H. [1983] *Deep Space Telecommunications Systems Engineering.* ISBN 0-306-41489-9. Plenum Press, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

Documents du CCIR

[1986-1990]: a. 2/16 (URSS); b. 2/144 (URSS).

BIBLIOGRAPHIE

LINDSEY, W. C. et SIMON, M. K. (éditeurs) [1978] *Phase-Locked Loops and their Applications.* IEEE Press, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

MacDORAN, P. F. [31 mars 1970] A first principles deviation of the differential range versus integrated Doppler (DRIVID) charged-particle calibration method. Space Programs Summary, 37-62, Vol. 2 *The Deep Space Network*, 28-34, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, Calif. 01103, Etats-Unis d'Amérique.

MELBOURNE, W. G. [1976] Navigation between the planets. *Sci. Amer.*, Vol. 234, **6**, 58-74.

MELBOURNE, W. G. et CURKENDALL, D. W. [septembre 1977] Radiometric direction finding: A new approach to deep space navigation. Document 125, présenté à la AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Wyoming, Etats-Unis d'Amérique.

MICHAEL, W. H. Jr. [février 1972] Radio science experiments; the Viking Mars orbiter and lander. *Icarus*, Vol. 16, **1**, 57-73.

NASA [1976] A forecast of space technology 1980-2000. Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC.

REID, M. S., CLAUSS, R. C., BATHKER, D. A. et STELZREID, C. T. [septembre 1973] Low-noise microwave receiving systems in a worldwide network of large antennae. *Proc. IEEE*, Vol. 61, **9**, 11, 1330-1335.

ROGERS, A. E. E. [octobre 1970] Very long baseline interferometry with large effective bandwidth for phase-delay measurements. *Radio Sci.*, Vol. 5, **10**, 1239-1248.

RUZE, J. [1966] Antenna tolerance theory – A Review. *Proc. IEEE*, Vol. 54, **4**, 633-640.

SWENSON, G. W. et MATHUR, N. C. [1968] The Interferometer in radio astronomy. *Proc. IEEE*, Vol. 56, 2114.

VITERBI, A. J. [1966] *Principes of Coherent Communications.* McGraw-Hill, New York, NY.

VITERBI, A. J. et OMURA, J. K. [1979] *Principles of Digital Communication and Coding.* McGraw-Hill, New York, NY.

YUEN, J. H. [1983] *Deep Space Telecommunications Systems Engineering.* ISBN 0-306-41489-9. Plenum Press, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

BIBLIOGRAPHIE

LINDSEY, W. C. et SIMON, M. K. (éditeurs) [1978] *Phase-Locked Loops and their Applications.* IEEE Press, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

MacDORAN, P. F. [31 mars 1970] A first principles deviation of the differential range versus integrated Doppler (DRIVID) charged-particle calibration method. Space Programs Summary, 37-62, Vol. 2 *The Deep Space Network*, 28-34, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, Calif. 01103, Etats-Unis d'Amérique.

RAPPORT 984

BANDES DE FRÉQUENCES PRÉFÉRÉES POUR LES ÉMISSIONS A DESTINATION ET EN PROVENANCE DES ENGINS SPATIAUX HABITÉS ET NON HABITÉS, POUR LA RECHERCHE SPATIALE AU VOISINAGE DE LA TERRE

(Question 22/2; Programme d'études 22B/2)

(1986)

1. Introduction

Le présent Rapport établit les bases du choix des fréquences pour la recherche spatiale au voisinage de la Terre. Il expose les facteurs de propagation qui influent sur la transmission d'une onde radioélectrique et traite des aspects techniques spécifiques du service de recherche spatiale, les fréquences qui devraient être utilisées de préférence pour la recherche spatiale au voisinage de la Terre sont indiquées compte tenu de ces considérations techniques et relatives à la propagation. Les bandes de fréquences préférées pour le service de recherche spatiale (passif) au voisinage de la Terre sont traitées dans le Rapport 693.

2. Gammes de fréquences

Les fréquences considérées dans cette analyse sont comprises entre 100 MHz et 350 GHz. La limite inférieure est déterminée par les fréquences auxquelles les ondes pénètrent dans l'ionosphère sans subir de modification importante. Cette limite inférieure est de 30 MHz, mais des facteurs tels que les perturbations ionosphériques, l'emplacement géographique, les bruits galactique et artificiel militent contre l'emploi de fréquences aussi basses et conduisent à fixer à 100 MHz environ la limite inférieure pratique pour les opérations de recherche spatiale (voir le Rapport 263). Le choix de la limite supérieure de 350 GHz s'explique par le fait qu'elle se situe au-dessus de la fréquence la plus élevée attribuée actuellement par l'UIT (275 GHz).

2.1 *Division de la gamme de fréquences*

En raison des effets atmosphériques et des effets des précipitations, il est commode de diviser la gamme de fréquences considérée en deux parties: 100 MHz-22 GHz et 22-350 GHz. On a choisi la division à 22 GHz parce que cette fréquence est voisine de la première crête d'absorption de la vapeur d'eau et aussi parce que, au-dessus de cette région du spectre, l'affaiblissement par la pluie est tellement important que, même pendant les périodes de faible intensité de pluie, la propagation transatmosphérique n'est pas possible avec les petits angles de site utilisés dans le service de recherche spatiale. Les effets des précipitations dans la gamme de fréquences 22-350 GHz ne doivent donc pas être considérés dans le présent Rapport comme ayant une influence déterminante pour le choix des fréquences préférées.

3. Qualité de fonctionnement de la liaison

Pour calculer la qualité de fonctionnement de la liaison, on a fait usage des renseignements et des formules se rapportant aux effets atmosphériques et aux effets des précipitations (voir les Rapports (Genève, 1982) suivants: 563, 564, 670, 719, 720 et 721). Les Fig. 1 et 2 donnent l'affaiblissement total et la température de bruit du ciel pour une antenne pointée sous un angle de site de 5°. Dans cette analyse, on a admis un angle de site de 5° car on considère que c'est approximativement l'angle minimal sous lequel des communications pourront être établies entre un satellite de recherche spatiale et une station terrienne. Au demeurant, une station terrienne consacrera beaucoup plus de temps à établir des communications avec un engin spatial sous un petit angle de site que sous un grand angle de site; cela étant, un angle de site de 5° pour l'antenne de la station terrienne correspond essentiellement à un cas «le plus défavorable».

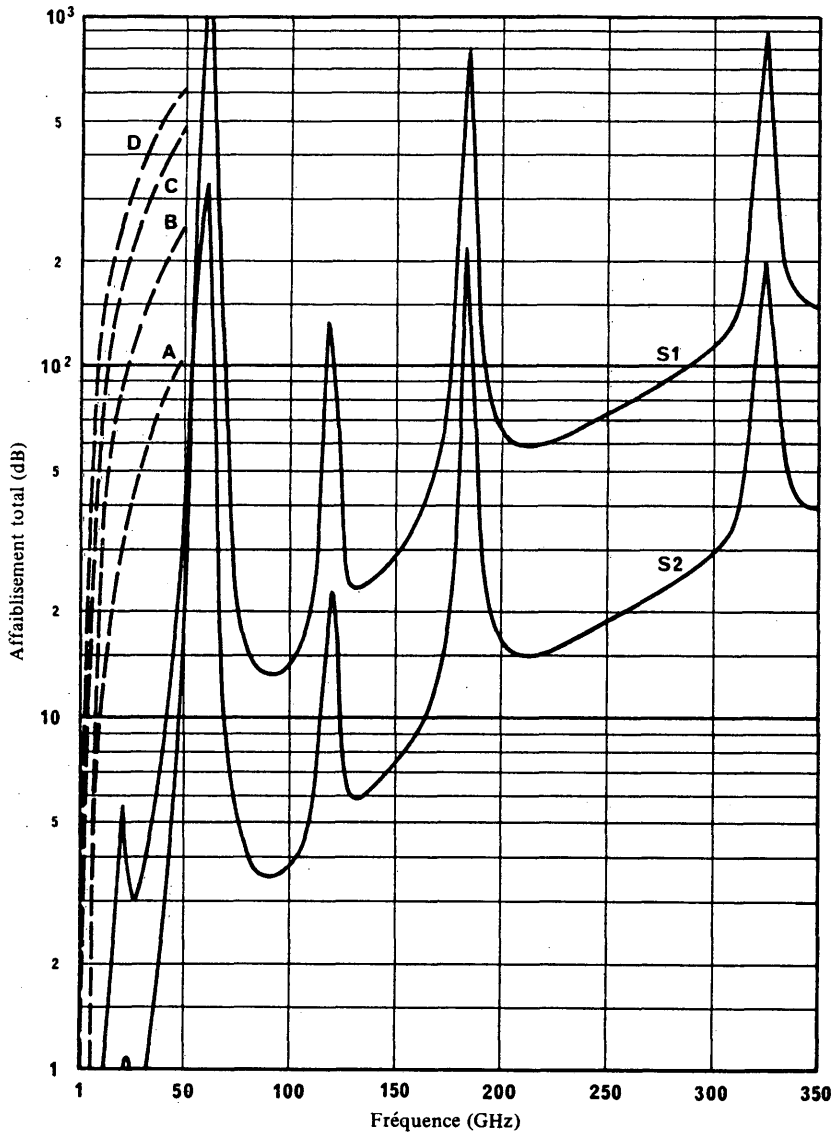


FIGURE 1 – *Affaiblissement total dû aux effets moléculaires et aux effets moléculaires et des précipitations*

Courbes A: intensité de pluie = 20 mm/h
B: intensité de pluie = 50 mm/h
C: intensité de pluie = 100 mm/h
D: intensité de pluie = 140 mm/h
} angle de site de 5°

S1: atmosphère claire, angle de site 5°
S2: atmosphère claire, angle de site 20°
} ρ = 7,5 g/m³, température = 20 °C

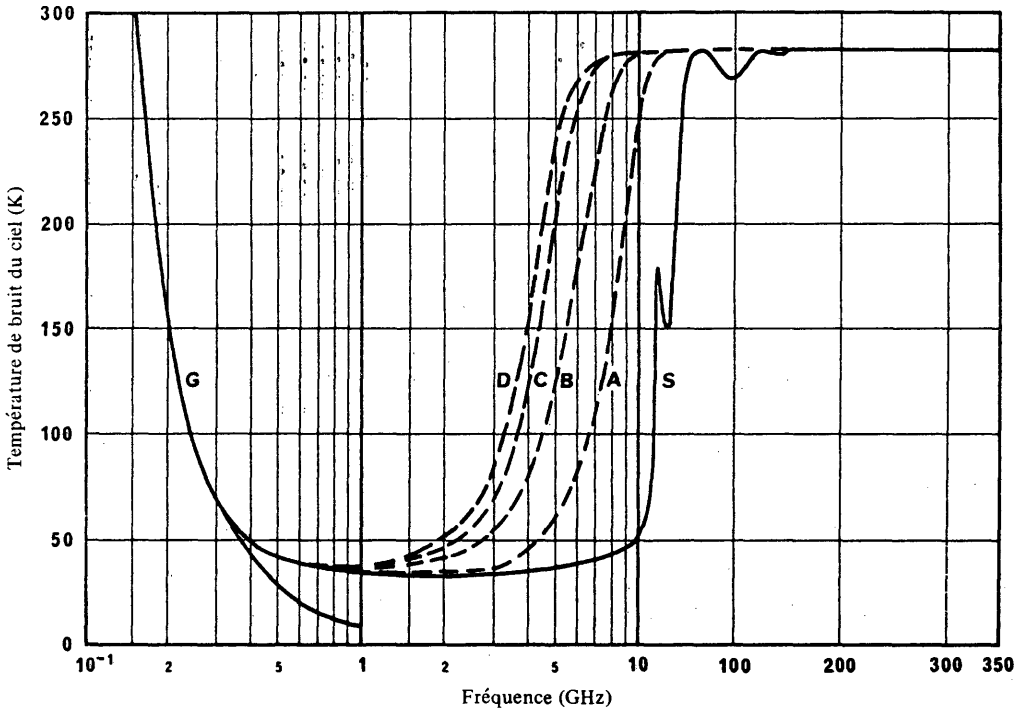


FIGURE 2 – *Température de bruit du ciel pour un angle de site de 5°*

Courbes G: bruit galactique
A: intensité de pluie = 20 mm/h
B: intensité de pluie = 50 mm/h
C: intensité de pluie = 100 mm/h
D: intensité de pluie = 140 mm/h
S: atmosphère claire

Les Fig. 3 et 4 indiquent les valeurs admises pour la température de bruit des systèmes et des récepteurs, respectivement pour les stations spatiales et les stations terriennes. Ces températures de bruit sont représentées par des fonctions en échelon parce qu'on a fait l'hypothèse suivante: la température de bruit du récepteur ne variera pas notablement dans la gamme des fréquences de fonctionnement, mais restera sensiblement constante dans cette gamme nominale.

Sur la base de ces données et des formules du § 4.1 de l'Annexe I, on a calculé des valeurs normalisées de la qualité de fonctionnement de la liaison pour une propagation transatmosphérique bidirectionnelle et pour les deux cas de restrictions imposées aux antennes (§ 4 de l'Annexe I). Ces valeurs normalisées sont données dans les Fig. 5 à 8 pour la gamme de fréquences 0,1-22 GHz et dans les Fig. 9 à 12 pour la gamme 22-350 GHz.

4. Discussion

Les largeurs de bande requises pour la recherche spatiale au voisinage de la Terre dépendent du degré de sophistication et des objectifs des missions spatiales. Des indications sont données en Annexe I sur la gamme des largeurs de bande typiques propres à répondre aux diverses exigences du service de recherche spatiale.

Les caractéristiques importantes des courbes représentant la qualité de fonctionnement des liaisons sont les positions des maxima et l'influence des conditions météorologiques sur la gamme des fréquences optimales. On a déterminé cette gamme en notant, de part et d'autre du maximum d'une courbe, les fréquences qui correspondent à une qualité de fonctionnement inférieure d'environ 1 dB à celle du maximum. On a considéré qu'une diminution de l'ordre de 1 dB par rapport à un maximum est suffisante pour représenter une portion de courbe relativement plate autour du maximum.

Chacune des Fig. de 5 à 8 contient une famille de courbes paramétriques pour différentes conditions de précipitations (intensités de pluie de 20, 50, 100 et 140 mm/h) et par atmosphère claire. Ces Figures montrent que la pluie a un effet prononcé sur la gamme des fréquences optimales: des intensités de pluie élevées ont pour effet de rétrécir cette gamme et de la déplacer vers des fréquences plus basses. Pour les pays situés dans des régions où l'intensité de pluie est élevée (voir le Rapport 563 (Genève, 1982)), le choix de fréquences appropriées a une importance cruciale si l'on veut maintenir une grande qualité de fonctionnement en présence de conditions météorologiques défavorables.

Pour la gamme de fréquences 22-350 GHz, les Fig. 9 à 12 donnent une série de courbes normalisées de qualité de fonctionnement, pour une atmosphère claire seulement. La Fig. 1 montre la différence d'affaiblissement entre les angles de site de 5° et de 20°.

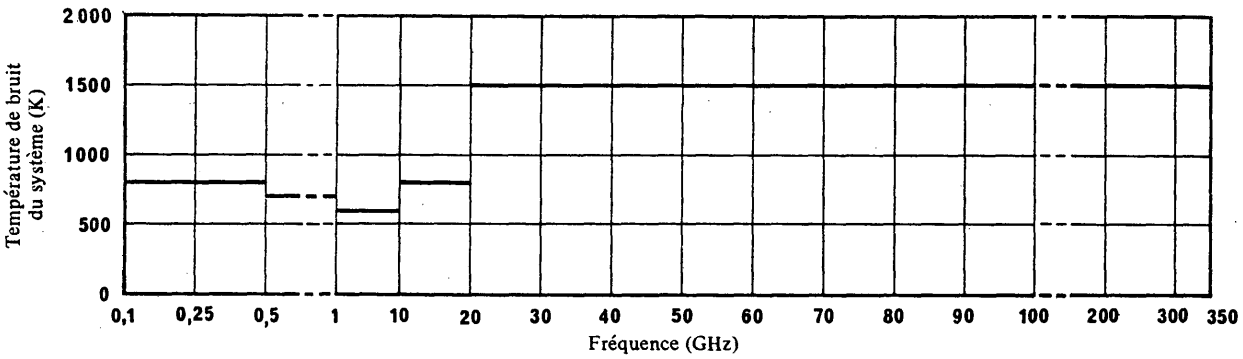


FIGURE 3 – *Température de bruit du système à satellites (hypothèse)*

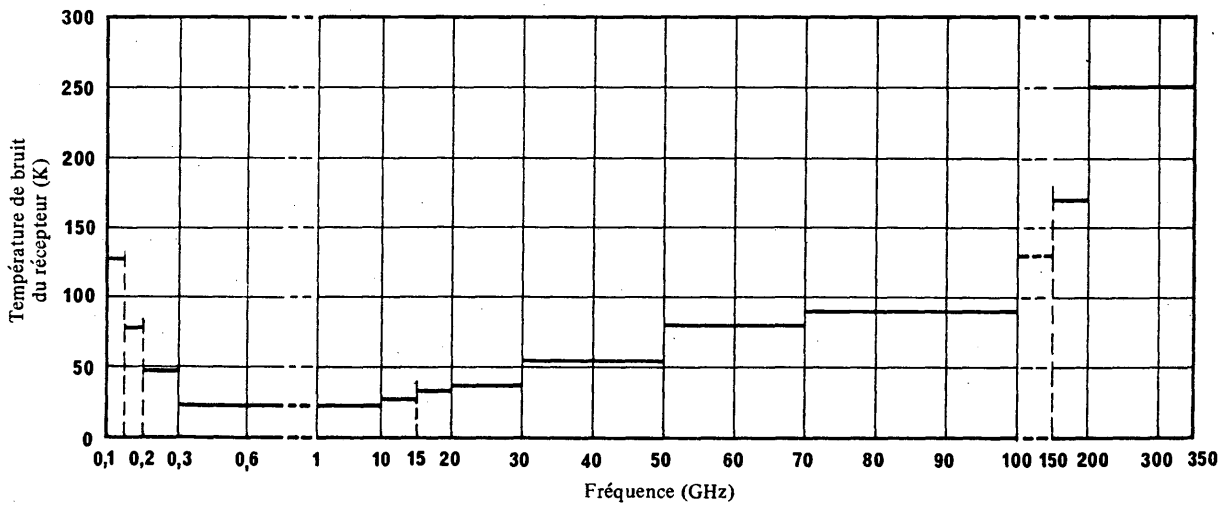


FIGURE 4 – *Température de bruit du récepteur de la station terrienne (hypothèse)*

Note. – Les valeurs contenues dans les Figs. 3 et 4 sont tirées d'un certain nombre de documents techniques. Elles sont typiques des équipements existants fonctionnant dans les bandes inférieures à 20 GHz environ et sont le résultat d'une extrapolation pour les bandes supérieures à 20 GHz.

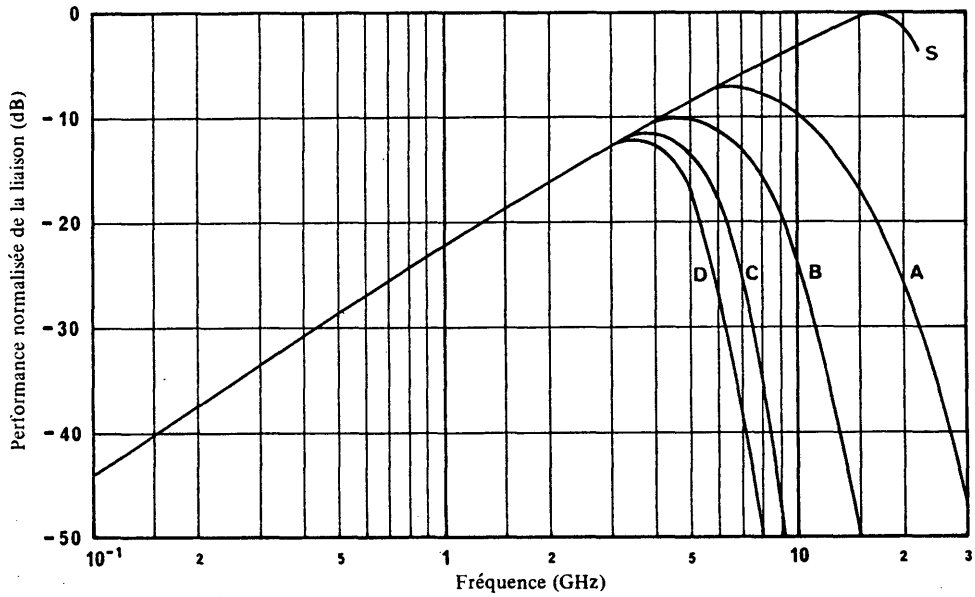


FIGURE 5 – *Performance normalisée de la liaison Terre vers espace. Le diamètre d'antenne de la station spatiale est fixe*

Courbes A: intensité de pluie = 20 mm/h
B: intensité de pluie = 50 mm/h
C: intensité de pluie = 100 mm/h
D: intensité de pluie = 140 mm/h
S: atmosphère claire

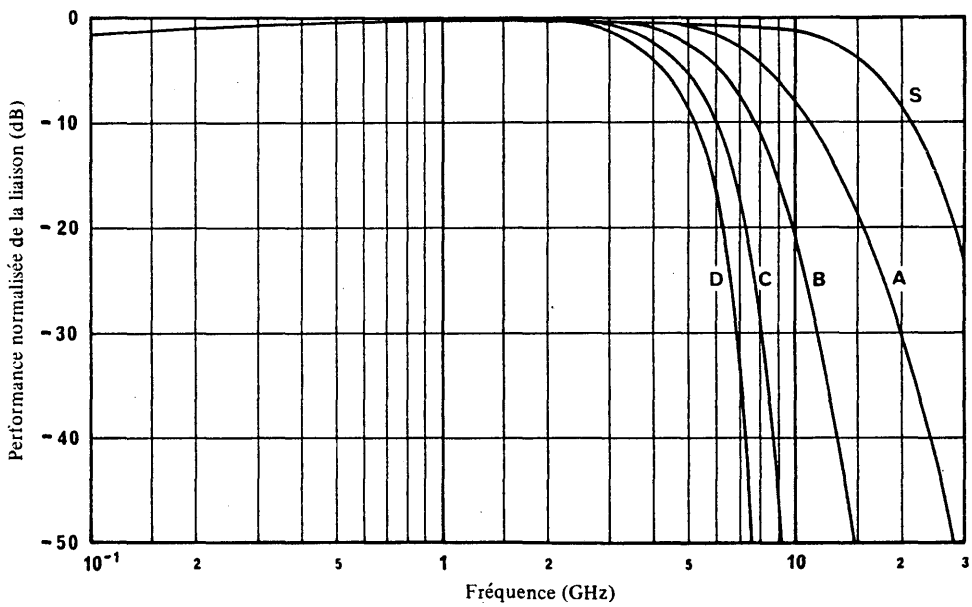


FIGURE 6 – *Performance normalisée de la liaison Terre vers espace. L'ouverture de faisceau de l'antenne de la station spatiale est fixe*

Courbes A: intensité de pluie = 20 mm/h
B: intensité de pluie = 50 mm/h
C: intensité de pluie = 100 mm/h
D: intensité de pluie = 140 mm/h
S: atmosphère claire

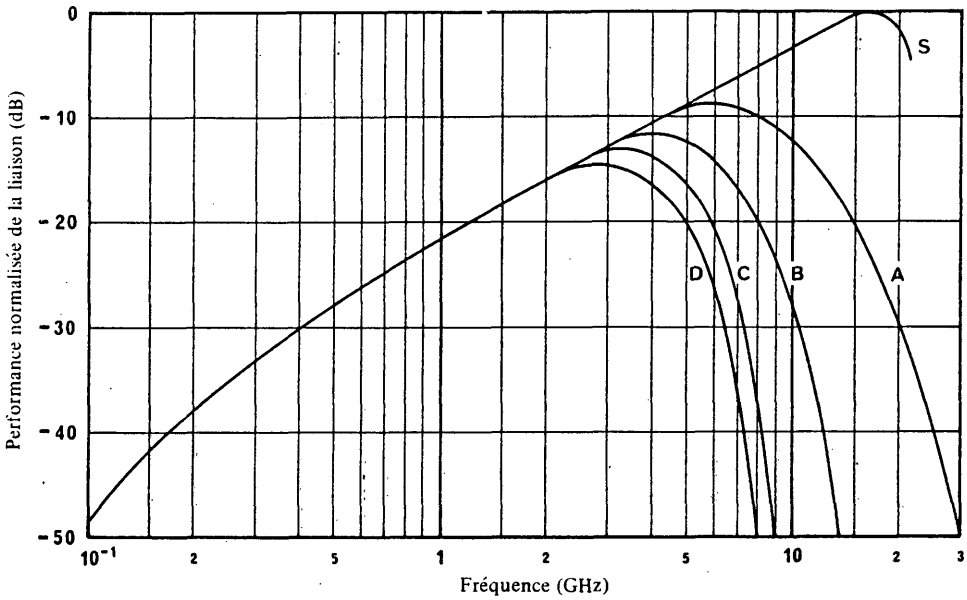


FIGURE 7 – *Performance normalisée de la liaison espace vers Terre. Le diamètre d'antenne de la station spatiale est fixe*

Courbes A: intensité de pluie = 20 mm/h
B: intensité de pluie = 50 mm/h
C: intensité de pluie = 100 mm/h
D: intensité de pluie = 140 mm/h
S: atmosphère claire

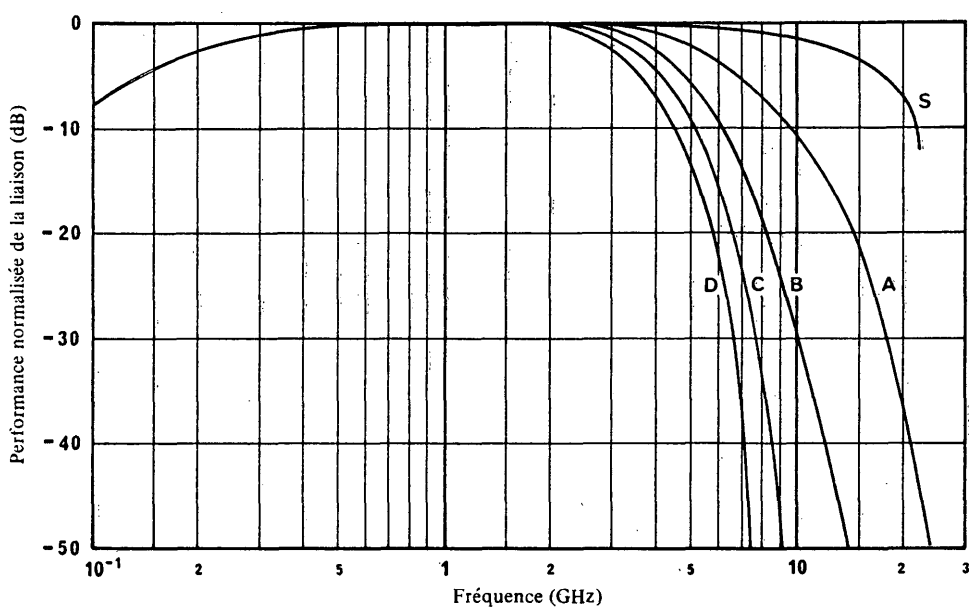


FIGURE 8 – *Performance normalisée de la liaison espace vers Terre. L'ouverture de faisceau de l'antenne de la station spatiale est fixe*

Courbes A: intensité de pluie = 20 mm/h
B: intensité de pluie = 50 mm/h
C: intensité de pluie = 100 mm/h
D: intensité de pluie = 140 mm/h
S: atmosphère claire

5. Conclusions

Dans ce Rapport, on a présenté les fréquences préférées pour la recherche spatiale au voisinage de la Terre. Ce choix est basé sur des considérations de propagation (Tableau I) et sur des considérations d'ordre technique et sur des analyses relatives à la qualité de fonctionnement des liaisons développées dans l'Annexe I.

TABLEAU I – *Bandes de fréquences dans lesquelles la qualité de fonctionnement des liaisons est maximale*

Sens de transmission	Antenne de la station terrienne	Antenne de la station spatiale	Bandes de fréquences (GHz)				
			Atmosphère claire	RR = 20 mm/h	RR = 50 mm/h	RR = 100 mm/h	RR = 140 mm/h
Terre vers espace (T-E)	Diamètre fixe	Diamètre fixe	14-20 28-37 85-104 127-138	5-10	3,5-6,5	3-4,5	3-4
	Diamètre fixe	Ouverture de faisceau fixe	0,1-10 24-35 82-100	0,1-6	0,1-4,5	0,1-3	0,1-3
Espace vers Terre (E-T)	Diamètre fixe	Diamètre fixe	12-20 27-37 85-101 127-139	4,5-8	3-5	3-4,5	2,5-4
	Diamètre fixe	Ouverture de faisceau fixe	0,3-10 24-32 82-100	0,3-4	0,3-3,5	0,3-3	0,3-2,5
Espace vers espace (E-E)		Antennes directives sur la station relais et la station spatiale	54-70 117-120 178-188 318-328				

RR: intensité de pluie

Les bandes de fréquences optimales pour les liaisons espace vers espace sont les bandes affectées par un grand affaiblissement atmosphérique, car on n'a alors aucun problème de brouillages mutuels avec les installations des services de Terre. Ces gammes de fréquences, qui se trouvent dans les creux qui séparent les maxima successifs représentés dans les Fig. 9 à 12, sont situées de part et d'autre des crêtes d'absorption de l'oxygène et de la vapeur d'eau.

Au-dessus d'environ 150 GHz, les communications transatmosphériques sont affectées par un degré élevé d'affaiblissement du signal lorsque l'angle de site est réduit. Toutefois, la gamme des fréquences supérieures à 150 GHz peut être envisagée pour des liaisons transatmosphériques lorsque l'angle de site est suffisamment important.

Les largeurs de bande énumérées dans le Tableau II visent à identifier les gammes de fréquences préférées d'un point de vue technique. La présence d'une bande dans ce Tableau ne signifie pas forcément qu'on disposera d'une marge ou d'une largeur de bande suffisante pour la liaison. De même, l'absence d'autres fréquences dans le Tableau n'exclut pas obligatoirement des opérations dans les bandes correspondantes, si des considérations de partage des fréquences et les limitations imposées aux équipements actuels imposent l'utilisation de ces bandes.

Les largeurs de bande de liaisons particulières types énumérées dans le Tableau III visent à refléter les largeurs de bande de liaisons utilisables dans l'état actuel de la technique. La présence d'une largeur de bande de liaison dans le Tableau n'indique pas forcément la bande de fréquences dans laquelle la liaison particulière doit être effectuée; elle ne doit pas limiter non plus le nombre des liaisons pouvant être nécessaires pour assurer le fonctionnement d'un engin spatial particulier ou d'un système de mission quelconque.

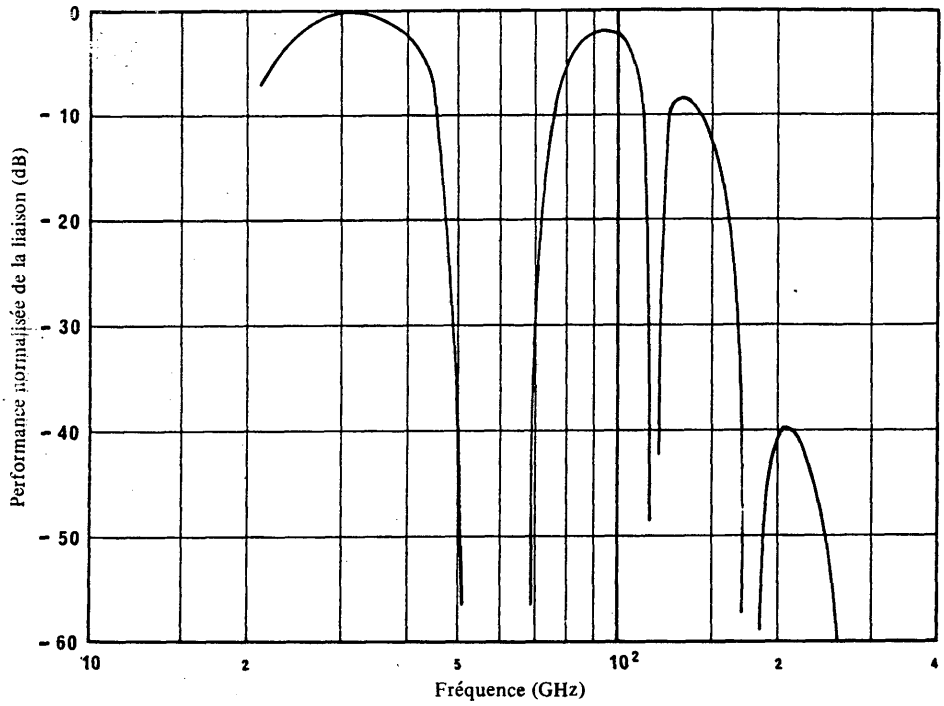


FIGURE 9 – *Performance normalisée de la liaison Terre vers espace. Le diamètre d'antenne de la station spatiale est fixe*

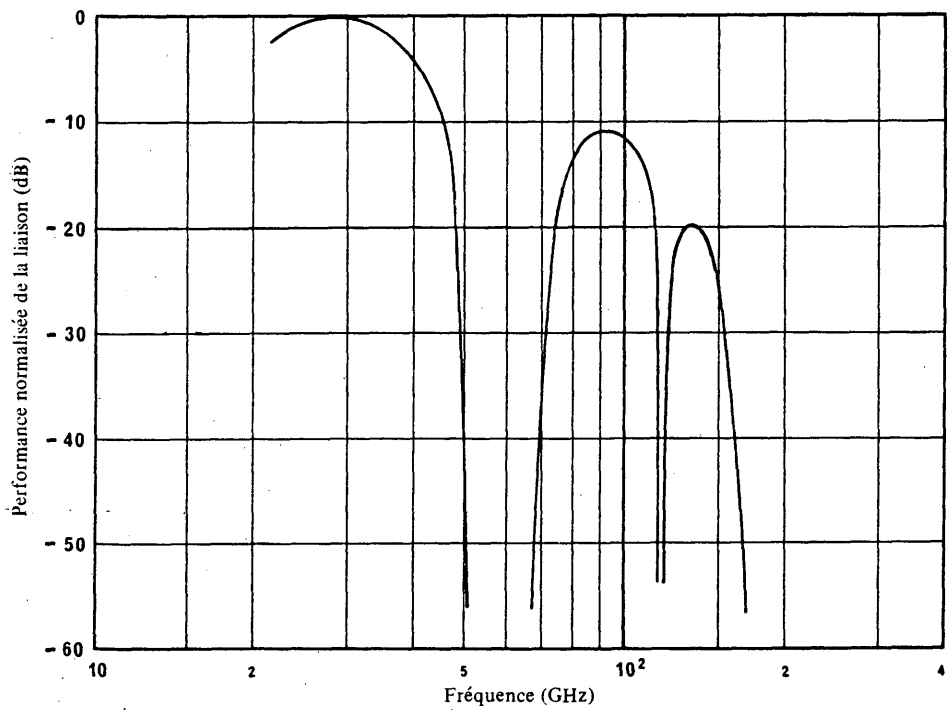


FIGURE 10 – *Performance normalisée de la liaison Terre vers espace. L'ouverture de faisceau de l'antenne de la station spatiale est fixe*

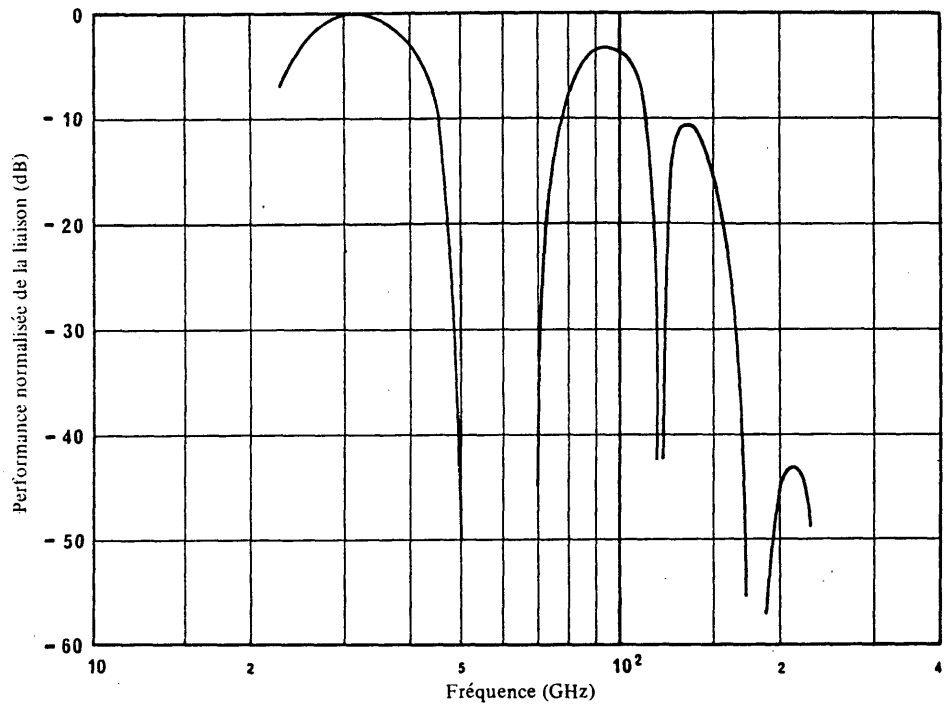


FIGURE 11 – *Performance normalisée de la liaison espace vers Terre. Le diamètre d'antenne de la station spatiale est fixe*

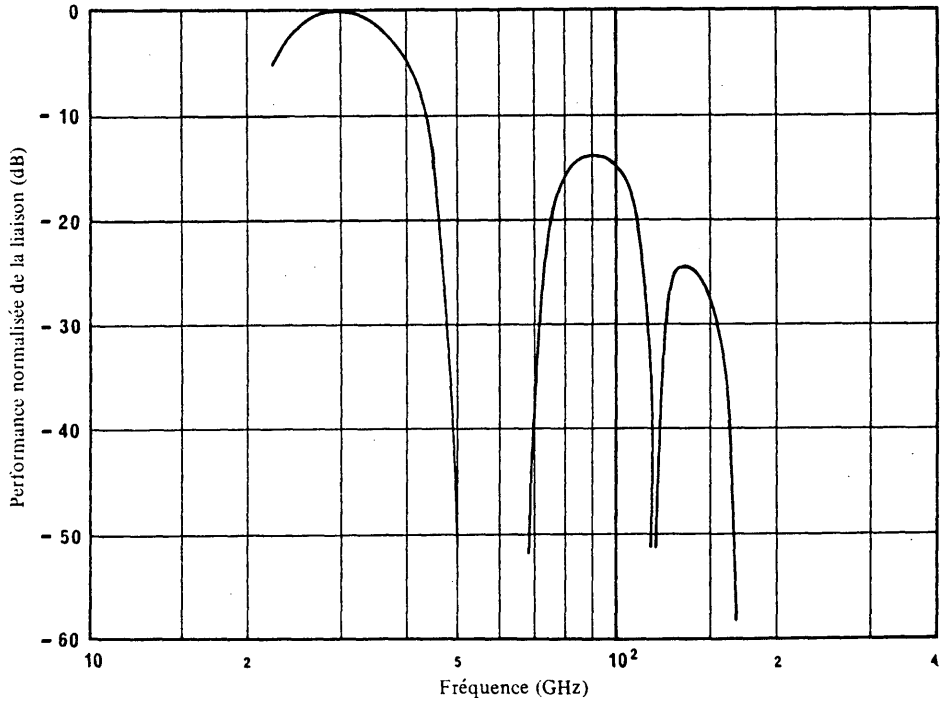


FIGURE 12 – *Performance normalisée de la liaison espace vers Terre. L'ouverture de faisceau de l'antenne de la station spatiale est fixe*

TABLEAU II – *Bandes de fréquences préférées et utilisation de ces bandes*

Fréquence (GHz)	Sens de transmission	Remarques
0,3-2,5 0,1-3,0	E-T T-E	Liaison «tout temps», optimale également quand des communications doivent être établies quelle que soit l'orientation de l'engin spatial.
0,3-10 0,1-10	E-T T-E	Liaison à utiliser par atmosphère claire optimale dans les cas où l'engin spatial doit être équipé d'une antenne à ouverture de faisceau large ou fixe.
2-4 2-5	E-T T-E	Liaison «tout temps», utilisable avec des antennes directives.
2-3 13,5-23	E-E E-E	Bandes nécessaires pour assurer des communications espace vers espace avec les équipements et les techniques spatiaux existants et éprouvés. Nécessaires également pour assurer la continuité du service jusqu'à ce que d'autres bandes se révèlent pratiquement et techniquement utiles.
12-20 14-20 28-35 27-32 85-100 127-137	E-T T-E T-E E-T T-E et E-T T-E et E-T	Liaison utilisable par atmosphère claire, optimale pour les engins spatiaux équipés d'une antenne à gain élevé ou moyen.
54-70 117-120 178-188 318-328	E-E E-E E-E E-E	Bandes assurant une protection maximale des liaisons espace vers espace, par atmosphère claire, contre le brouillage des systèmes de Terre, optimales pour des antennes d'engin spatial à gain élevé ou moyen.

TABLEAU III – *Largeurs de bande de liaisons particulières types et leurs utilisations*

Utilisation	Sens de transmission	Largeur de bande type	Remarques
Télécommande	T-E	10-500 kHz	
Télémesure de maintenance	E-T	5-500 kHz	
Télémesure	E-T (direct)	100 kHz-100 MHz	Satellite direct vers Terre
Télémesure	E-T (relais)	225-650 MHz	Satellite relais vers la station terrienne; données venant d'un ou plusieurs satellites utilisateurs
Télémesure	E-E	5-225 MHz	Satellite utilisateur vers satellite relais
Télémesure	E-E	> 1 GHz	Satellite relais vers satellite relais
Poursuite	E-T	500 Hz-500 kHz	Interférométrie
Poursuite	T-E	1-3 MHz	Systèmes de mesure de distance et de vitesse radiale
Poursuite	T-E	1-10 MHz	Radar
Poursuite	T-E	5-6 MHz	Mesure de distance par bilatération

ANNEXE I

ANALYSE DU CHOIX DES FRÉQUENCES POUR LE SERVICE DE RECHERCHE SPATIALE AU VOISINAGE DE LA TERRE

1. Introduction

On trouvera dans cette Annexe une analyse qui constitue la base du choix des fréquences radioélectriques pour le service de recherche spatiale au voisinage de la Terre.

En considérant les éléments fonction de la fréquence, dans une équation de base pour une liaison, on évaluera le rapport de la puissance du signal reçu à la densité de bruit (P_r/N_0) comme indice de la qualité de fonctionnement de la liaison, ce rapport étant utilisé pour déterminer les fréquences préférées.

2. Considérations relatives à la propagation

2.1 *Effets ionosphériques*

Les effets ionosphériques sont le résultat de l'interaction entre l'onde radioélectrique émise, la densité électronique libre de la Terre (qui varie en fonction de la latitude géomagnétique, du cycle journalier, du cycle annuel, du cycle solaire, etc.) et le champ magnétique terrestre. Au-dessus de 10 GHz, les effets ionosphériques sont généralement faibles et on considère qu'ils ne sont pas significatifs (Rapport 263).

2.2 *Effets troposphériques*

En l'absence de précipitation, les effets troposphériques ont peu de chances de produire des évanouissements profonds dans les systèmes de télécommunications spatiales fonctionnant sur des fréquences inférieures à 10 GHz environ et avec des angles de site supérieurs à 10° (voir les Rapports (Genève, 1982) 718 et 881). En revanche, les scintillations d'amplitude d'origine troposphérique peuvent parfois prendre de grandes valeurs aux petits angles de site et sur les fréquences supérieures à environ 10 GHz (Rapport 564 (Genève, 1982)). L'affaiblissement des signaux dû à l'absorption par l'oxygène moléculaire et la vapeur d'eau, et à l'absorption et la diffusion par la pluie peut avoir une influence très défavorable sur la qualité de transmission d'une liaison et, par voie de conséquence, sur le choix des fréquences. Les Rapports (Genève, 1982) 719 et 721 contiennent respectivement des études approfondies sur ces facteurs.

3. Considérations d'ordre technique et relatives à l'exploitation

Les considérations d'ordre technique peuvent se diviser en deux catégories: exigences relatives aux missions et facteurs liés aux équipements.

3.1 *Exigences pour le soutien aux missions*

3.1.1 *Télécommande et télémesure de maintenance*

L'exigence fondamentale de toute mission est sa sécurité et son succès. Pour satisfaire à cette exigence, la liaison de télécommande et de télémesure de maintenance doit fonctionner quelle que soit l'orientation de l'engin spatial. Ce résultat ne peut être obtenu qu'avec une antenne de satellite à large faisceau, du type omnidirectionnel; il faut donc envisager l'utilisation d'une telle antenne lorsqu'on choisit les fréquences.

Des largeurs de bande de télécommande de 10 à 50 kHz suffisent pour la plupart des missions, mais des engins spatiaux plus perfectionnés peuvent exiger des largeurs de bande de l'ordre de 500 kHz ou davantage. Pour les liaisons de télémesure de maintenance, les largeurs de bande s'échelonnent entre plusieurs kHz et plusieurs centaines de kHz.

3.1.2 *Télémesure de mission*

Dans de nombreuses missions, les données de télémesure sont recueillies et mises en mémoire en vue d'une retransmission ultérieure vers la Terre. Pour certaines de ces missions, il risque de n'y avoir qu'une seule occasion de retransmettre les données enregistrées; ces missions doivent donc être opérationnelles quelles que soient les conditions météorologiques. Dans le cas des missions qui ne sont pas soumises à ces contraintes, on peut choisir une fréquence propre à maximiser le débit des données par atmosphère claire.

Les largeurs de bande des liaisons dépendent du degré de complexité de l'engin spatial. Pour les liaisons directes engin spatial vers station terrienne, on peut prévoir des largeurs de bande de 100 kHz à 100 MHz. Pour les satellites relais, les largeurs de bande des liaisons espace vers Terre sont comprises actuellement entre 225 MHz et 650 MHz; on prévoit cependant qu'elles devront passer à des valeurs supérieures à 1 GHz pour répondre aux besoins futurs.

A l'heure actuelle, les largeurs de bande des liaisons espace vers espace sont comprises entre 5 et 225 MHz pour les communications d'un satellite utilisateur direct vers un satellite relais. Elles seront beaucoup plus grandes, supérieures par exemple à 1 GHz, pour les communications intersatellites relais.

3.1.3 *Poursuite*

Le service de recherche spatiale au voisinage de la Terre fait intervenir plusieurs méthodes pour obtenir des informations sur l'orbite des engins spatiaux. Dans les opérations de poursuite du type interférométrique, la prise en compte d'un certain nombre de facteurs (antenne omnidirectionnelle de bonne qualité sur le satellite, rendement de l'émetteur et ouverture du faisceau d'antenne de la station terrienne) conduit généralement à accorder la préférence à une fréquence inférieure à 1 GHz. Pour les fréquences supérieures à 5 GHz, on a construit des interféromètres plus complexes à antennes mobiles, mais leur application est généralement limitée aux fréquences supérieures à 6 GHz, en raison de l'affaiblissement atmosphérique et du bruit. Les valeurs types de la largeur de bande sont comprises entre plusieurs Hz et plusieurs kHz.

Les systèmes appliquant la mesure des distances et la mesure de la vitesse de variation des distances doivent subir un minimum de perturbations par les effets ionosphériques et transatmosphériques; ces systèmes fonctionnent dans la gamme de fréquences de 1 à 8 GHz pour la poursuite de précision. Le facteur le plus important dont dépend la largeur de bande maximale nécessaire par voie unidirectionnelle est la valeur requise du pouvoir de résolution en distance. On peut obtenir des pouvoirs de résolution de quelques mètres en appliquant une modulation appropriée avec des largeurs de bande de l'ordre de 1 à 3 MHz.

On a aussi recours à la poursuite par radar; à signaler cependant que l'affaiblissement atmosphérique a généralement pour effet de limiter l'utilisation des fréquences à des valeurs supérieures à 6 GHz environ pour la poursuite par radar primaire. Pour beaucoup de ces systèmes, on peut, en général, se contenter d'une largeur de bande comprise entre 1 et 10 MHz.

On utilise la mesure de distance par bilatération pour obtenir des renseignements précis sur la position d'un satellite relais, afin de pouvoir tenir compte de son mouvement quand on déterminera les paramètres orbitaux du satellite utilisateur. Les liaisons types doivent fonctionner quelles que soient les conditions météorologiques et avoir des largeurs de bande de l'ordre de 5 à 6 MHz.

3.2 *Facteurs liés aux équipements*

Ces facteurs, qui ont une influence sur la qualité de fonctionnement des liaisons et dont les caractéristiques dépendent jusqu'à un certain point de la fréquence, sont la puissance d'émission, le gain d'antenne (pour une antenne de diamètre déterminé) et la température de bruit des récepteurs. Le gain d'antenne est une fonction du carré de la fréquence, tandis que la puissance d'émission et le bruit du récepteur n'ont qu'une relation indirecte avec la fréquence de fonctionnement. On considère, par conséquent, que leur comportement est uniforme dans une large gamme de fréquences.

Il faut aussi prendre en considération l'existence d'équipements et de systèmes spatiaux existants et éprouvés lorsqu'on fait le choix de bandes de fréquences, afin d'assurer la stabilité de l'exploitation.

En raison des limitations imposées dans la pratique aux diplexeurs, les paires de bandes de fréquences «Terre vers espace» et «espace vers Terre» devraient présenter une séparation d'au moins 7% pour permettre l'émission et la réception simultanées sur une même antenne.

4. Qualité de fonctionnement des liaisons

Dans le présent Rapport, on a considéré l'influence de la propagation sur l'intensité du signal et le bruit du système, dans une équation de base de la liaison; on a aussi établi, comme critère de sélection des fréquences, un indice de qualité de fonctionnement d'une liaison, défini comme le rapport de la puissance du signal reçu à la densité spectrale du bruit (P_r / N_0).

Les analyses de liaison présentées dans le § 4.1.1 sont faites sur la base d'une antenne de station terrienne de diamètre fixe et concernent une antenne de station spatiale de diamètre fixe ou à ouverture de faisceau fixe. Par ailleurs, on a considéré une antenne de station spatiale de diamètre fixe pour tenir compte des cas où l'on utilise une grande antenne sur l'engin spatial, sans restrictions de pointage. Quant à l'antenne à ouverture de faisceau fixe, elle a été considérée pour tenir compte des situations dans lesquelles la précision de pointage détermine l'ouverture de faisceau minimale, ou dans lesquelles une antenne doit assurer une vaste couverture pour permettre des communications quelle que soit l'orientation de l'engin spatial; c'est le cas, par exemple, d'une liaison de télémesure ou de télécommande de secours.

Dans les analyses, on considère les effets des précipitations seulement pour les fréquences inférieures à environ 22 GHz. Les effets des précipitations au-dessus de 22 GHz ne sont pas pris en considération car, même de faibles intensités de pluie, ils peuvent fortement dégrader les communications sur les liaisons transatmosphériques. C'est la raison pour laquelle, on se fonde, par hypothèse, sur la seule utilisation par atmosphère claire au-dessus de 22 GHz.

On obtient le débit de données maximal en utilisant les bandes de fréquences dans lesquelles P_r/N_0 est maximal, compte tenu des conditions météorologiques et des limitations considérées pour les antennes des stations spatiales. Ces bandes sont indiquées dans le Tableau I et déterminées à partir des courbes normalisées du rapport P_r/N_0 données dans le présent Rapport. On a déterminé la largeur générale des bandes en question en notant les fréquences qui correspondent à des niveaux situés à 1 dB environ au-dessous des maxima des courbes. Pour donner une présentation concise des bandes de fréquences préférées, on a résumé dans le Tableau II les résultats indiqués dans le Tableau I. Pour que les résultats soient applicables dans le monde entier, on a admis, par hypothèse, une grande intensité de pluie pour déterminer la largeur des bandes de fréquences «tout temps». Les bandes extérieures à la gamme ainsi définie pourraient convenir dans les zones où les intensités de pluie sont plus faibles.

4.1 *Calcul de la qualité de la liaison en fonction de la fréquence*

4.1.1 *Equations fondamentales de la qualité de la liaison*

L'indice de qualité de fonctionnement de la liaison, à savoir le rapport de la puissance spectrale du signal reçu à la densité de bruit, est donné par l'équation fondamentale:

$$\frac{P_r}{N_0} = 10 \log \left(\frac{P_t\, G_t\, G_r}{L_s\, L_a\, L_r\, k\, T} \right) \quad \text{dB} \tag{1}$$

où:

P_r : puissance reçue (W)

N_0 : densité spectrale de bruit (W/Hz)

P_t : puissance d'émission (W)

G_t : gain de l'antenne d'émission

L_s : affaiblissement en espace libre

L_a : affaiblissement de transmission dû à l'atténuation atmosphérique par temps clair

L_r : affaiblissement de transmission dû à l'atténuation par la pluie

G_r : gain de l'antenne de réception (dBi)

k : constante de Boltzmann (J/K)

T : température de bruit totale du système (K)

Si l'on admet qu'il n'y a aucune perte du guide d'ondes, T est donné par:

$$T = T_r + T_s + T_g$$

où:

T_r : température de bruit du récepteur (K)

T_s : contribution du ciel (effets atmosphériques et effets des précipitations) à la température de bruit de l'antenne (K)

T_g : contribution du sol à la température de bruit de l'antenne (K)

En isolant dans l'équation (1) les termes fonction de la fréquence, pour une distance donnée entre la station spatiale et la station terrienne, on peut écrire cette équation comme suit:

Cas N° 1: Diamètres fixes des antennes de la station terrienne et de la station spatiale:

$$\frac{P_r}{N_0} = C + 10 \log \left\{ \frac{1}{\lambda^2\, L_a\, L_r\, T} \right\} \quad \text{dB} \tag{2}$$

Cas N° 2: Diamètre fixe pour l'antenne de la station terrienne. Ouverture de faisceau fixe pour l'antenne de la station spatiale:

$$\frac{P_r}{N_0} = C_1 + 10 \log \left\{ \frac{1}{L_a\, L_r\, T} \right\} \quad \text{dB} \tag{3}$$

Dans ces équations, C et C_1 sont des constantes exprimées en dB et les termes entre les accolades sont les termes fonction de la fréquence. Une variation des constantes aura seulement pour effet de translater les courbes P_r/N_0 vers le haut ou vers le bas, sans modifier l'allure générale de ces courbes.

RAPPORT 683-3*

BANDES DE FRÉQUENCES PRÉFÉRÉES POUR LA RECHERCHE DANS L'ESPACE LOINTAIN DANS LA GAMME DE 1 A 40 GHz

(Question 22/2; Programme d'études 22A/2)

(1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

Les bandes de fréquences préférées pour la recherche dans l'espace lointain à l'aide d'engins spatiaux habités ou non dépendent des exigences des missions, des caractéristiques des équipements et de la qualité des liaisons de transmission. Le présent Rapport traite de l'analyse et des considérations qui ont dicté le choix des bandes de fréquences préférées. Le Rapport 536 contient une étude des besoins en télécommunications pour la recherche dans l'espace lointain; certains de ces besoins influencent le choix des bandes de fréquences préférées.

L'identification des bandes de fréquences préférées sert de base pour les attributions et permet au concepteur de sélectionner les fréquences de fonctionnement répondant le mieux aux besoins des missions.

2. Critères pour la sélection des bandes de fréquences préférées

Pour chaque fonction des télécommunications, à savoir la maintenance et la télémesure scientifique, la télécommande, la poursuite et la science radioélectrique, il existe une ou plusieurs bandes de fréquences permettant d'obtenir les meilleurs résultats possibles. Ceux-ci peuvent être exprimés sous forme de taux d'erreur le plus faible, de précision la plus grande des mesures, de plus grande quantité possible de données, de fiabilité optimale de la liaison ou par une combinaison de ces paramètres. La meilleure qualité de fonctionnement possible à un moment donné avec un système particulier dépend des conditions de propagation.

Un indice de qualité appropriée est le rapport du signal reçu à la densité spectrale de la puissance du bruit, à savoir P_r/N_o. La bande de fréquences qui assure le rapport P_r/N_o le plus élevé pour un système et des conditions de propagation donnés est considérée comme la bande de fréquences préférée.

Le potentiel de brouillage n'a pas été pris en compte dans le choix des bandes de fréquences préférées.

3. Examen de la qualité des liaisons

L'Annexe I contient une analyse de la variation du rapport P_r/N_o en fonction de la fréquence. A partir des courbes obtenues, on peut identifier les gammes de fréquences donnant la qualité optimale pour les conditions supposées.

---

* Ce Rapport est porté à l'attention des Commissions d'études 5 et 6, qui sont priées d'indiquer de quelle manière l'analyse pourrait être influencée par les modifications apportées récemment aux données de propagation.

3.1 **Caractéristiques des équipements**

Les stations terriennes utilisées pour la recherche dans l'espace lointain ont généralement des antennes paraboliques orientables de grandes dimensions. Ces antennes sont très onéreuses et construites en petit nombre. Le concepteur d'une mission n'est généralement pas libre d'envisager, lorsqu'il choisit les fréquences, divers diamètres d'antenne pour les stations terriennes. C'est pourquoi l'analyse contenue dans l'Annexe I part du principe que l'antenne de la station terrienne a un diamètre fixe. Le gain et l'ouverture du faisceau de cette antenne sont fonction de la fréquence.

Pour les stations spatiales, le concepteur peut envisager un grand choix de types et de tailles d'antenne. Dans l'Annexe I, il a été tenu compte de cette possibilité par l'examen de deux cas: une antenne parabolique à réflecteur, de diamètre fixe et dont le gain est fonction de la fréquence, et une antenne dont l'ouverture (gain) ne varie pas avec la fréquence. Le cas du diamètre fixe survient lorsque la précision de pointage de l'antenne ne limite pas l'ouverture minimale. Dans ce cas, on peut choisir un diamètre d'antenne aussi grand que possible compte tenu de considérations autres que la fréquence. Le diamètre retenu peut être utilisé lorsque l'on analyse la qualité de la liaison en fonction de la fréquence.

L'hypothèse de l'ouverture de faisceau fixe est retenue lorsque la précision de pointage de l'antenne détermine l'ouverture de faisceau minimale, ou lorsque l'antenne doit assurer une vaste couverture permettant les communications quelle que soit l'orientation de la station spatiale. Un exemple de ce cas d'ouverture de faisceau fixe est une antenne omnidirective.

3.2 Considérations relatives à la propagation

L'analyse de la qualité des liaisons nécessite quelques hypothèses relatives aux conditions de propagation. L'une des plus importantes est le taux de précipitation et l'affaiblissement qui en résulte. Dans le cas des systèmes de réception à faible bruit couramment utilisés pour la recherche dans l'espace lointain, et surtout les récepteurs des stations terriennes, une faible augmentation de l'affaiblissement dû à la pluie se traduit par une réduction significative du rapport P_r/N_o, cela parce que le bruit du ciel ainsi augmenté est considérablement plus important que la température de bruit du récepteur et que, par conséquent, il est prédominant dans la température de bruit globale du système.

L'analyse de l'Annexe I part de l'hypothèse d'un taux de précipitation de 10 mm/h (la quantité dépassée pendant 0,1% du temps dans une station terrienne près de Madrid, qui se trouve dans la zone climatique H - voir le Rapport 563).

Bien que ce taux n'entraîne qu'un affaiblissement de 1 dB par rapport au cas d'une atmosphère claire, une fréquence de 8,4 GHz et un angle de site de 30°, il s'ensuit une dégradation de 5,8 dB du rapport P_r/N_o dans le sens espace vers Terre. En raison de la sensibilité de la qualité de fonctionnement du système (exprimée par le rapport P_r/N_o) aux petites variations de l'affaiblissement le long du trajet de propagation, les courbes de qualité (performances) de l'Annexe I sont fortement influencées par le taux de précipitation supposé.

3.3 Résultats de l'analyse de la qualité de transmission

Le Tableau I contient les gammes de fréquences optimales, pour un angle de site de 30°, choisies sur la base de l'analyse de l'Annexe I. Le critère de sélection était une qualité de transmission proche d'environ 1 dB du maximum possible.

Les fonctions de la liaison montante mentionnées dans le Tableau I sont la télécommande, la partie Terre vers espace des mesures Doppler et des mesures de distance aller et retour. Les fonctions de la liaison descendante sont la télémesure, la partie espace vers Terre des mesures Doppler, les mesures dans les deux sens ainsi que la transmission de signaux pour l'interférométrie à base très longue (IBTL).

TABLEAU I

Gammes de fréquences optimales et leurs applications *

Gamme de fréquences (GHz)	Application
1 à 2	Liaisons Terre vers espace avec utilisation d'antennes de vaisseau spatial à faisceau large et à faible gain, par atmosphère claire ou pluvieuse. Utilisées pour les fonctions des liaisons montantes.
1 à 4	Liaisons espace vers Terre avec utilisation d'antennes de vaisseau spatial à faisceau large et à faible gain, par atmosphère pluvieuse. Utilisées pour les fonctions des liaisons descendantes.
1 à 8	Liaisons espace vers Terre avec utilisation d'antennes de vaisseau spatial à faisceau large et à faible gain, par atmosphère claire. Utilisées pour les fonctions des liaisons descendantes.
4 à 10	Liaisons espace vers Terre avec utilisation d'antennes de vaisseau spatial à gain élevé, par atmosphère pluvieuse. Utilisées pour les fonctions des liaisons descendantes.
7,5 à 8	Liaisons Terre vers espace avec utilisation d'antennes de vaisseau spatial à gain élevé par atmosphère pluvieuse. Utilisées pour les fonctions des liaisons montantes.
12 à 35,5	Liaisons Terre vers espace avec utilisation d'antennes de vaisseau spatial à gain élevé, par atmosphère claire. Utilisées pour les fonctions des liaisons montantes.
26,5 à 39,5	Liaisons espace vers Terre avec utilisation d'antennes de vaisseau spatial à gain élevé, par atmosphère claire. Utilisées pour les fonctions des liaisons descendantes.

* Fondées sur l'analyse tenant compte de l'effet des caractéristiques des équipements.

4. Choix des bandes de fréquences préférées

Les bandes de fréquences préférées peuvent être choisies parmi les gammes optimales énumérées dans le Tableau I. Toutefois, plusieurs autres considérations entrent également en jeu.

4.1 Caractéristiques du duplexeur

En raison des limites pratiques des duplexeurs, l'émission et la réception simultanées à l'aide d'une seule antenne nécessitent que les fréquences de la liaison montante et de la liaison descendante soient séparées d'au moins 7%. Les paires de bandes choisies dans les gammes énumérées au Tableau I doivent tenir compte de cette contrainte.

4.2 Largeurs de bande attribuées

Un élément associé à l'identification des bandes de fréquences préférées est la détermination des largeurs de bande nécessaires. Les largeurs de bande nécessaires pour une liaison de télécommunications donnée, ainsi que le nombre estimé de liaisons séparées, fournit une indication de la largeur qu'il convient d'attribuer. La question des largeurs de bande est examinée dans le Rapport 536.

4.3 Emploi simultané de plusieurs bandes

Une connaissance précise de la vitesse de propagation est nécessaire pour les besoins de la science radioélectrique et de la navigation spatiale. Pour déterminer la vitesse de propagation, il convient de tenir compte du temps de propagation de groupe causé par les particules chargées le long du trajet de transmission. La mesure de ce temps s'applique uniquement à un vaisseau spatial donné, à un moment précis.

Si l'augmentation du temps de propagation de groupe due aux particules chargées le long du trajet de propagation n'est pas prise en compte, les mesures de distances seront erronées, comme indiqué dans l'Annexe I.

La précision requise pour les mesures du temps de propagation de groupe nécessite l'emploi simultané de liaisons dans deux bandes séparées, dont les fréquences diffèrent de préférence d'un facteur 4 au moins. Les temps de propagation de groupe des deux liaisons sont différents et cette différence peut servir à calculer la correction appropriée pour le délai sur chaque liaison. A titre d'exemple de l'emploi de bandes séparées, on peut utiliser une liaison montante au voisinage de 2 GHz afin d'obtenir une référence de phase pour des liaisons descendantes ayant lieu simultanément au voisinage de 2 et de 8 GHz. Une liaison descendante qui fonctionne à une fréquence supérieure à 20 GHz est relativement exempte d'effets des particules chargées et elle peut constituer une référence très valable pour l'étalonnage d'une liaison fonctionnant sur une fréquence plus basse.

4.4 Hypothèses relatives au taux de précipitation

Si l'on était parti d'une autre hypothèse relative au taux de précipitation dans l'analyse donnée dans l'Annexe I, les gammes de fréquence donnant une qualité optimale, et qui figurent dans le Tableau I, auraient été différentes. Le choix des bandes de fréquences préférées en aurait été modifié en conséquence.

5. Gammes de fréquences actuellement attribuées et gammes de fréquences préférées

Le Tableau II contient l'énumération des bandes attribuées[1] à la recherche dans l'espace lointain ainsi que les gammes correspondantes de fréquences préférées telles que déterminées au moyen de l'analyse de l'Annexe I. Dans la plupart des cas, la gamme des fréquences préférées dépend des conditions météorologiques prises comme hypothèse; ces conditions sont indiquées dans le Tableau.

TABLEAU II

Fréquences actuellement attribuées et gammes de fréquences préférées

ATTRIBUTIONS ACTUELLES(1) (GHz)	DIRECTION	GAMME DE FREQUENCES PREFEREES(3) (GHz)
2,110 - 2,120	Terre vers espace	1 à 2
2,290 - 2,300	espace vers Terre	1 à 4, pluie 1 à 8, clair
7,145 - 7,190(2)	Terre vers espace	7,5 à 18, pluie 12 à 35,5, clair
8,400 - 8,450	espace vers Terre	4 à 10, pluie
12,75 - 13,25(2)	espace vers Terre	4 à 10, pluie 26,5 à 39,5, clair
16,6 - 17,1	Terre vers espace	7,5 à 18, pluie 12 à 35,5, clair
31,8 - 32,3	espace vers Terre	26,5 à 39,5, clair
34,2 - 34,7	Terre vers espace	12 à 35,5, clair

(1) Pour de plus amples détails concernant le statut des attributions ainsi que la région ou le pays où elle s'appliquent, se référer au Règlement des radiocommunications.

(2) Cette attribution ne relève pas de la gamme de fréquences préférées.

(3) Fondé sur l'analyse tenant compte de l'effet des caractéristiques des équipements.

5.1 Les bandes attribuées 2 110 à 2 120 MHz et 2 290 à 2 300 MHz

Ces bandes répondent aux besoins des liaisons qui sont indépendantes des conditions météorologiques, au moyen d'antennes d'engin spatial à faible gain ou à gain élevé. La largeur attribuée, soit 10 MHz, impose une limite au débit binaire de télémesure et à la précision des mesures de distance, surtout lors des communications avec deux ou plusieurs engins spatiaux se trouvant dans le faisceau de l'antenne de la station terrienne.

5.2 Les bandes attribuées 7 145 à 7 190 MHz et 8 400 à 8 450 MHz

Par rapport aux bandes des 2 GHz, ces bandes assurent une meilleure qualité de transmission des liaisons utilisant des antennes d'engin spatial à gain élevé. L'attribution 7 145 à 7 190 MHz n'est pas optimale pour les conditions météorologiques supposées dans l'Annexe I, mais donne toutefois une qualité de transmission acceptable. La largeur attribuée, de 50 MHz, permet la télémesure et la mesure de distances pour divers types de mission en espace lointain. Ces bandes, en combinaison avec les attributions à 2 GHz, permettent la compensation des particules chargées sur plusieurs fréquences.

C'est dans la paire de bandes 7 et 8 GHz qu'ont lieu les principales liaisons de télécommunications utilisées pour la recherche dans l'espace lointain.

5.3 Les bandes attribuées 12,75 à 13,25 GHz, 16,6 à 17,1 GHz, 31,8 à 32,3 GHz et 34,2 à 34,7 GHz.

La paire de bandes 13 et 17 GHz permet d'obtenir une qualité de transmission meilleure que les bandes inférieures. La bande 13 GHz n'est pas optimale pour le cas de l'atmosphère claire.

La paire de bandes 32 et 34 GHz permettra une qualité de fonctionnement encore plus élevée. Les équipements qui fonctionneront dans ces bandes sont actuellement en cours de réalisation dans certaines administrations. L'emploi de ces bandes pour la recherche dans l'espace lointain est la prochaine étape logique de l'exploration des planètes.

Les quatre bandes ont 500 MHz de large, permettant ainsi des expériences de science radioélectrique très avancées nécessitant une mesure des distances précise, au centimètre près; elles permettent de transmettre les signaux fortement espacés nécessaires pour l'interférométrie à base très longue; et la largeur de bande est suffisante pour la télémesure codée à débit très élevé.

Ces bandes permettront aussi de diminuer le temps de propagation de groupe favorisant ainsi la navigation et les expériences scientifiques. Par ailleurs, la réduction de la scintillation permettra des communications et des mesures sur les trajets plus proches du soleil que ceux pouvant être utilisés à des fréquences inférieures. En combinaison avec les liaisons dans les bandes de fréquences inférieures, elles permettront d'obtenir un étalonnage très précis de l'effet des particules chargées.

6. Conclusion

Le présent rapport contient les informations dont il faut disposer pour le choix des bandes de fréquences préférées pour la recherche dans l'espace lointain, fondées sur un jeu d'équipements et de conditions météorologiques. Les attributions des bandes de fréquences actuelles tombent généralement dans les gammes de fréquences fournissant les performances optimales pour ces conditions.

ANNEXE I

CHOIX DES FRÉQUENCES POUR LA RECHERCHE DANS L'ESPACE LOINTAIN

1. Introduction

L'identification des bandes de fréquences susceptibles de donner la meilleure qualité de fonctionnement sur les liaisons avec l'espace lointain dépend de l'analyse de paramètres de propagation liés à la fréquence et des caractéristiques des équipements. La présente annexe contient un examen de ces paramètres et caractéristiques et comporte des courbes de la qualité relative des liaisons en fonction de la fréquence, des conditions météorologiques et de l'angle de site des antennes des stations terriennes.

2. Calcul des performances d'une liaison en fonction de la fréquence

Un des indices de performance d'une liaison est le rapport de la puissance du signal reçu à la densité spectrale de bruit:

$$\left(\frac{P_r}{N_0}\right) = P_t + G_t - L_p - L_a - L_{Ra} + G_r - 10 \log (kT_t) \qquad \text{(dB(W/(W/Hz)))}$$

où

P_r :	puissance reçue	(dBW)
N_0 :	densité spectrale du bruit	(dB(W/Hz))
P_t :	puissance d'émission	(dBW)
G_t :	gain de l'antenne d'émission	(dBi)
L_p :	affaiblissement de trajet d'espace libre	(dB)
L_a :	affaiblissement supplémentaire de transmission à travers l'atmosphère, y compris les effets de la vapeur d'eau	(dB)
L_{Ra} :	affaiblissement supplémentaire de transmission à travers la pluie	(dB)
G_r :	gain de l'antenne de réception	(dBi)
k =	$1{,}38 \times 10^{-23}$	(Joule/K)
T_t :	température de bruit totale à l'entrée du récepteur	(K)

et $$T_t = T_{a+Ra} + T_g + T_r \qquad \text{(K)}$$

où

T_{a+Ra} : température de bruit correspondant à la somme de L_a et L_{Ra} (K)

T_g : température du bruit de fond cosmique et galactique tel que les réduit par les affaiblissements de L_a et L_{Ra} (K)

T_r : température de bruit du récepteur (K)

Pour une liaison Terre vers espace, on peut négliger la puissance de bruit due à l'atmosphère terrestre et à la pluie et, dans ce cas:

$$T_{\mathfrak{C}} = T_g + T_r$$

On peut déterminer la fréquence optimale pour une liaison en calculant l'indice de performance en fonction de la fréquence.

3. Propagation

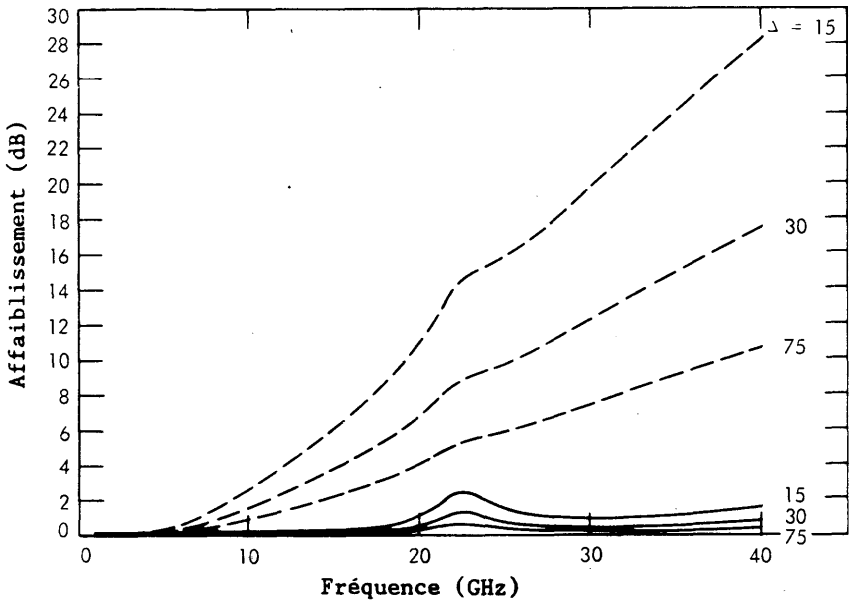
Le Rapport 1119 contient la description d'une méthode de calcul de la valeur de chaque facteur contribuant à l'indice de performance P_r/N_o. Certaines caractéristiques de propagation qui influencent le choix des fréquences pour des missions de recherche spatiale particulières sont examinées dans les paragraphes ci-dessous.

3.1 *Affaiblissement par les gaz de l'atmosphère et les précipitations*

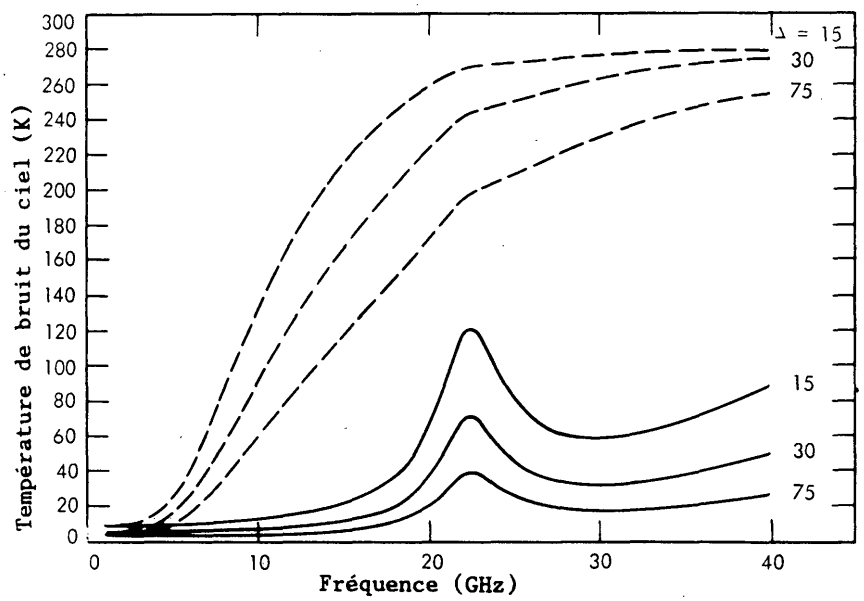
La Figure 1a contient des courbes d'affaiblissement entre l'espace et la Terre, en fonction de la fréquence et de l'angle de site de l'antenne de la station terrienne. Cette figure a été tracée sur la base de la méthode de calcul décrite dans le Rapport AA/2. Les courbes marquées "atmosphère claire" ont été calculées pour un affaiblissement dans un seul sens à travers une atmosphère moyennement humide (7,5 g/m^3 à la surface). Les courbes tracées pour la propagation à travers la pluie se rapportent à un taux de précipitation (10 mm/h) qui est dépassé pendant 0,1% d'une année moyenne à, par exemple, une station terrienne située près de Madrid (Espagne) (dans la zone hydrométéorologique H - Rapport 563); elles tiennent compte de l'affaiblissement dû aux composants gazeux de l'atmosphère.

3.2 *Température de bruit du ciel*

La Figure 1b donne des courbes de la température de bruit totale du ciel, pour les conditions énoncées pour la Figure 1, obtenue en ajoutant le bruit galactique et le bruit cosmique, calculés par la méthode décrite dans le Rapport 1119 .



a) Affaiblissement



b) Température de bruit du ciel

FIGURE 1

Affaiblissement (dB) et température de bruit du ciel (K), trajet espace vers Terre

—— atmosphère claire seulement, 7,5 g/m3 de vapeur d'eau
--- pluie et atmosphère, 10 mm/h
paramètre Δ: angle de site (deg) de l'antenne de la station terrienne

3.3 *Scintillation et réfraction troposphériques*

Les Rapports 564, 718 et le Rapport 881 (Genève, 1982) indiquent que les effets de la scintillation et de la réfraction troposhériques peuvent être négligeables sur les liaisons avec l'espace lointain si les fréquences de transmission sont inférieures à 20 GHz et les angles de site des antennes supérieures à 3°*. Ces effets n'ont pas été pris en compte dans la sélection des bandes de fréquences préférées.

3.4 *Scintillation ionosphérique*

Les irrégularités de la densité électronique dans l'ionosphère provoquent des non-homogénéités de réfraction qui sont à l'origine de variations de l'amplitude et de la phase des signaux. On a observé des évanouissements de 3 à 4 dB sur des fréquences comprises dans la gamme de 4 à 8 GHz. Les effets de scintillation ionosphérique sont étudiés dans le Rapport 263. Il n'a pas été tenu compte de ce phénomène dans le choix des bandes de fréquences préférées.

3.5 *Variation de la vitesse de propagation sous l'effet des particules chargées*

Lorsqu'un signal radioélectrique traverse un milieu ionisé, sa vitesse de phase augmente et sa vitesse de groupe diminue. L'effet est proportionnel à la densité électronique intégrée le long du trajet, et inversement proportionnel au carré de la fréquence.

Le moyen utilisé pour mesurer la distance à laquelle se trouve un engin spatial par des techniques radioélectriques est appelé mesure de distance. Celle-ci s'obtient typiquement en mesurant le temps nécessaire à un signal radioélectrique pour voyager depuis une station terrienne jusqu'à l'engin spatial et pour revenir sur la Terre. Ce temps inclut le temps de propagation de groupe résultant des particules chargées le long du trajet. Si l'on ne tient pas compte du temps de propagation de groupe, la mesure de la distance sera faussée.

Une des principales sources de variation du temps de propagation de groupe est l'ionosphère. La propagation dans l'ionosphère est examinée dans le Rapport 263. Une estimation de la limite supérieure de ce temps est de 0,25 us à 1 GHz et de 0,62 ns à 20 GHz.

Le plasma solaire présent dans l'espace interplanétaire entraine un retard de propagation de groupe. Des mesures faites au cours de récentes missions dans l'espace lointain ont permis d'obtenir des données relatives à ce sujet qui ont permis d'aboutir à une formule d'approximation pour la densité d'électrons en fonction de la distance depuis le soleil (Rapport 887):

$$N = 10^{12} \cdot \left(\frac{221}{r^6} + \frac{1,55}{r^{2,3}} \right)$$

où

N : densité électronique en électrons/m^3

r : distance à partir du centre du Soleil exprimée en nombre de fois le rayon du soleil (1 rayon solaire = 6,96 × 10^8 m).

* Voir le Rapport 564 au sujet des données pratiques sur la scintillation troposphérique pour la gamme de fréquences 4 à 112 GHz pour les faibles angles de site.

Dans le Rapport 263, le temps de propagation de groupe d'un signal radioélectrique traversant l'espace interplanétaire se calcule de la manière suivante:

$$t = N_s \frac{1{,}34 \times 10^{-7}}{f^2}$$

où:

t: temps de propagation de groupe, en secondes, causé par les particules chargées

f: fréquence en Hz

N_s: nombre total d'électrons par m^2 le long du trajet

La Figure 2 montre un exemple des erreurs de mesure de distance résultant du plasma solaire. Le chiffre a été obtenu en partant de l'hypothèse d'un trajet de 3×10^8 km et en calculant le temps de propagation de groupe en fonction de la fréquence et de l'angle par rapport au soleil, et en multipliant ce temps par la vitesse de la lumière pour obtenir la distance correspondante.

4. Caractéristiques des équipements

Les caractéristiques des équipements qui entrent en jeu dans l'analyse des performances des liaisons sont la puissance des émetteurs, le gain des antennes et la température de bruit des systèmes de réception. Une étude détaillée de ces caractéristiques dans le contexte de la recherche dans l'espace lointain est donnée dans le Rapport 536.

4.1 *Puissance d'émission*

En ce qui concerne les émetteurs des stations spatiales, la puissance de sortie RF dépend de l'importance de la puissance primaire qui peut être fournie par l'engin spatial, mais elle est également limitée par l'efficacité de l'émetteur. Dans le cas des stations terriennes, ces limites sont beaucoup moins importantes.

Dans l'analyse des performances qui fait l'objet de cette Annexe, on considère que la puissance d'émission est indépendante de la fréquence.

4.2 *Gain d'antenne*

Le gain d'antenne, si l'on considère un modèle parabolique à réflecteur, est limité par les dimensions, la précision de construction de la surface et la déformation de la structure. Pour les stations spatiales, les dimensions des antennes sont limitées par la place dont on dispose dans la fusée de lancement, par l'état de la technique des antennes déployables et par la capacité de la station spatiale de pointer l'antenne avec une précision suffisante

Dans l'analyse qui fait l'objet de cette Annexe, on suppose qu'uen antenne de diamètre fixe pour une station spatiale a un rendement de 60% et un gain qui est proportionnel au carré de la fréquence. Dans le cas d'une antenne à ouverture de faisceau fixe, on admet que le gain est indépendant de la fréquence.

Le gain d'antenne de station terrienne utilisé pour l'analyse est indiqué à la Fig. 4 du Rapport 536.

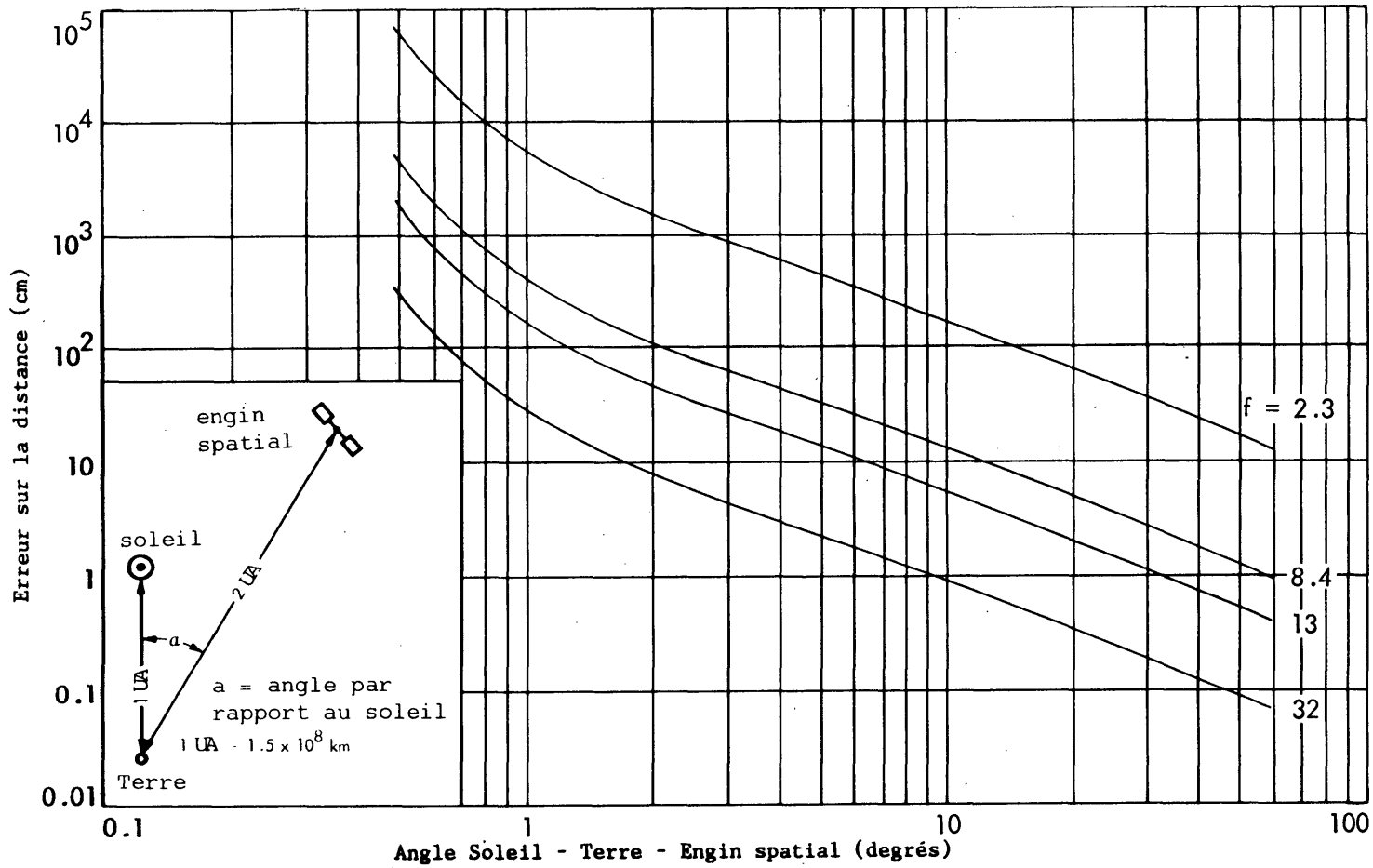


FIGURE 2

Erreur sur la mesure provenant du temps de propagation de groupe non corrigé causé par les particules chargées

f: Fréquence, en GHz

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

4.3 *Température de bruit des systèmes de réception*

La température de bruit du système de réception d'une station spatiale dépend principalement du préamplificateur d'entrée. et du filtre de présélection qui y est associé. Les pertes dans les lignes d'alimentation des antennes introduisent un bruit relativement faible. La température de bruit de la station spatiale utilisée dans la présente Annexe est représentative des valeurs rencontrées actuellement ou des valeurs pouvant être obtenues avec des composants à semi-conducteurs, non refroidis.

Dans les stations terriennes, on n'est pas limité rigoureusement par des considérations de dimensions, de poids ou de complexité; il faut utiliser le récepteur le plus sensible. On utilise couramment des préamplificateurs maser à refroidissement cryogénique. Dans la présente analyse, on suppose que les températures de bruit de la station terrienne sont conformes aux chiffres indiqués dans la Fig. 1 du Rapport 536.

5. Performances des liaisons

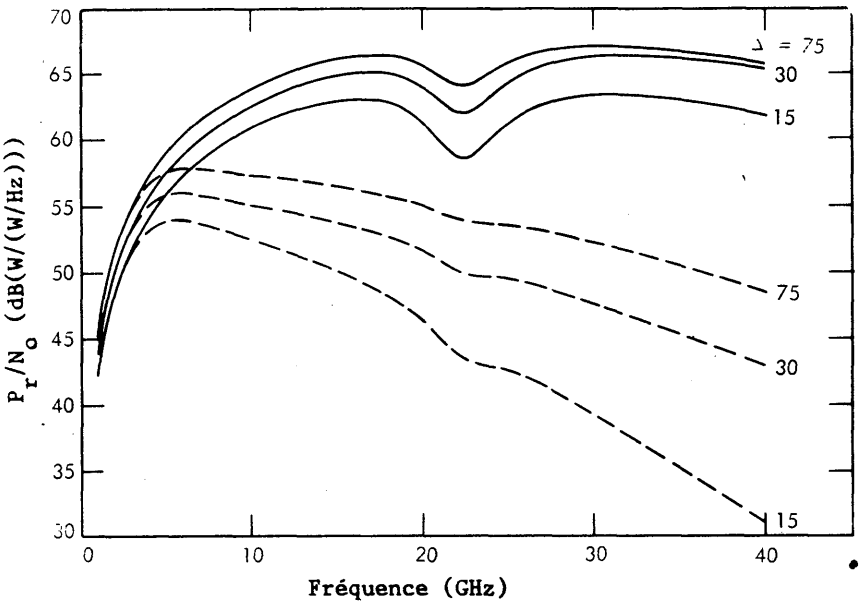
La loi de dépendance de ces performances en fonction de la fréquence peut être représentée par la variation du rapport de la puissance totale reçue à la densité spectrale du bruit P_r/N_o (dB(W/(W/Hz))) Les courbes représentatives de ce rapport, tracées dans les Fig. 3 à 6 ont été calculées à l'aide des valeurs indiquées dans la Fig. 1 — des caractéristiques des équipements données dans le Rapport 536, de la méthode donnée dans le Rapport 1119 et de la base des hypothèses suivantes:

distance de communication	8×10^8 km
diamètre de l'antenne de la station terrienne	70 m
puissance de l'émetteur de la station terrienne	100 kW
diamètre de l'antenne de la station spatiale	3,7 m
puissance de l'émetteur de la station spatiale	25 W.

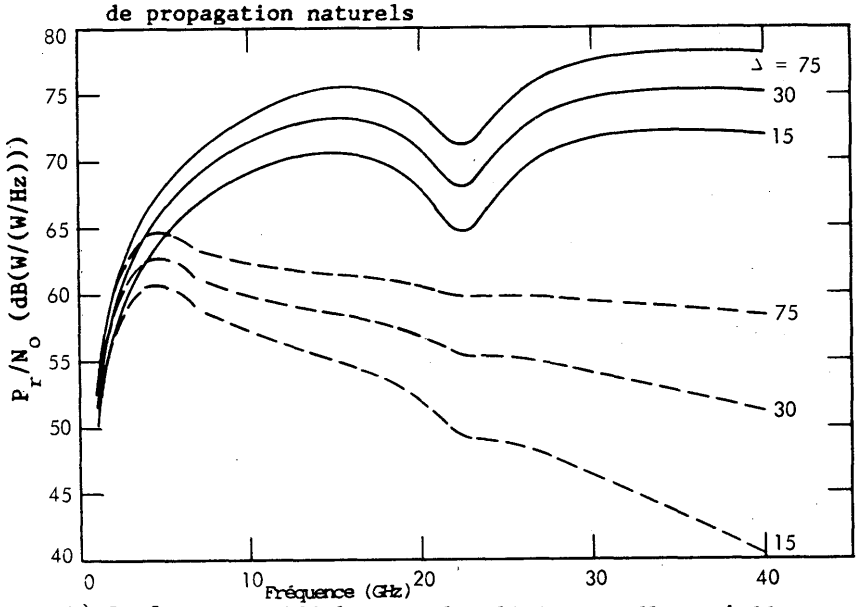
Les caractéristiques importantes de ces courbes sont la position des maxima et l'influence de l'angle de site et des conditions météorologiques. Les valeurs absolues de (P_r/N_0) dépendent des hypothèses faites pour les paramètres des liaisons. En adoptant des hypothèses différentes pour la distance de communication, les caractéristiques des antennes et la puissance d'émission, on obtiendrait des variations des valeurs absolues mais pas de grands changements dans l'allure des courbes.

Les Fig. 3 à 6 ont été tracées pour une atmosphère claire et pour un temps de pluie, et pour les valeurs suivantes des angles de site des antennes des stations terriennes: 15°, 30° et 75° au-dessus de l'horizon. Les Fig. 3a, 4a, 5a et 6a reflètent les restrictions imposées par des équipements typiques des stations terriennes et des stations de recherche dans l'espace lointain.

Les Fig.3b, 4b, 5b et 6b ont été tracées dans l'hypothèse où on utiliserait des antennes parfaites et des récepteurs sans bruit. Ces courbes traduisent les performances ultimes, limitées seulement par les phénomènes naturels. La comparaison des courbes a) et b) de chaque figure fait apparaître le potentiel d'amélioration de la qualité des liaisons qui résulterait de l'amélioration de la technique des équipements.



a) Performances possibles sur les liaisons telles qu'elles sont limitées par les caractéristiques des équipements et des phénomènes de propagation naturels

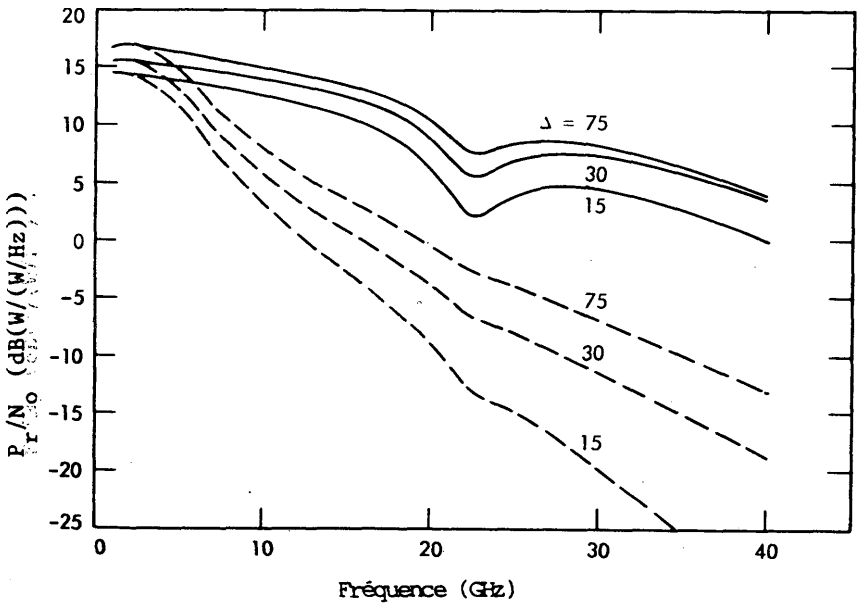


b) Performances idéales sur les liaisons telles qu'elles sont limitées par les phénomènes de propagation naturels seulement.

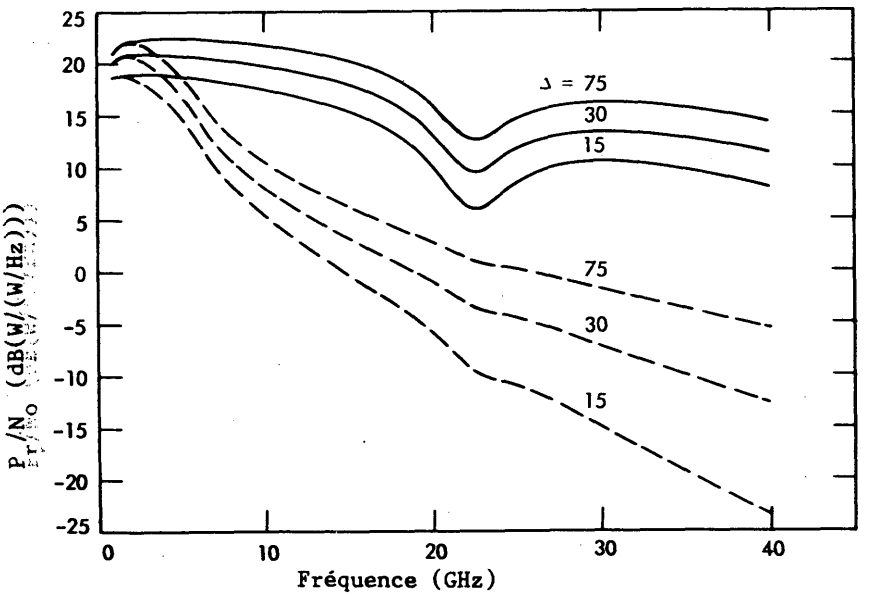
FIGURE 3

Performances sur la liaison espace vers Terre (P_r/N_o)
Antennes de diamètre fixe pour la station terrienne et la station spatiale

——— Atmosphère claire, 7,5 g/m^3 de vapeur d'eau
- - - Atmosphère et pluie, 10 mm/h
Δ : Angle de site (degrés) de l'antenne de la station terrienne



a) Performances possibles sur les liaisons telles qu'elles sont limitées par les caractéristiques des équipements et les phénomènes de propagation naturels

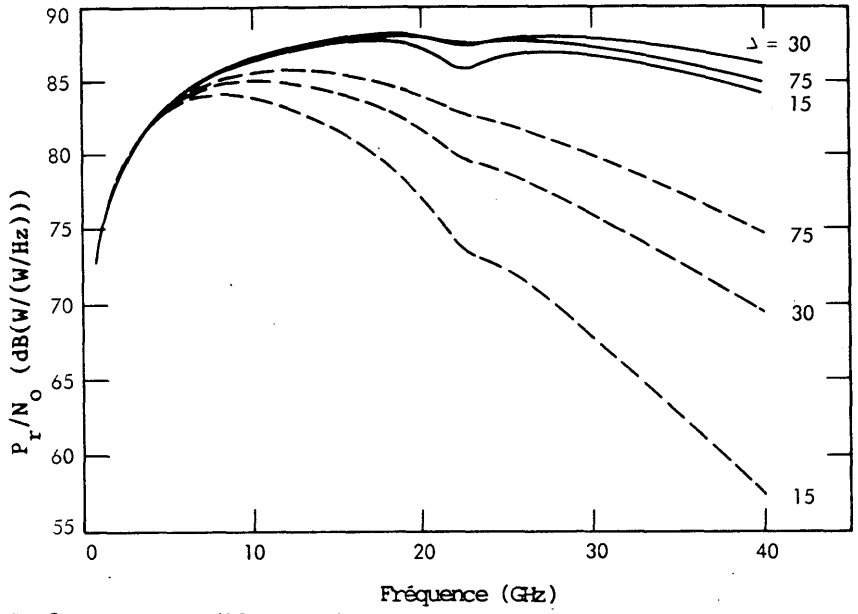


b) Performances idéales sur les liaisons telles qu'elles sont limitées par les phénomènes de propagation naturels seulement

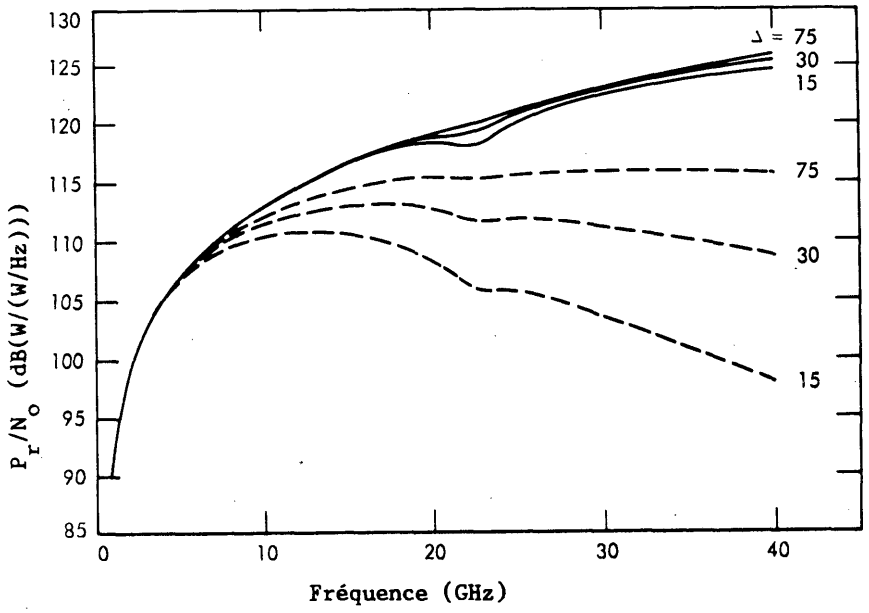
FIGURE 4

Performances sur la liaison espace vers Terre (P_r/N_o)
Antenne de diamètre fixe pour la station terrienne,
antenne à gain fixe pour la station spatiale

——— Atmosphère claire, 7,5 g/m^3 de vapeur d'eau
- - - Atmosphère et pluie, 10 mm/h
Δ : Angle de site (degrés) de l'antenne de la station terrienne



a) Performances possibles sur les liaisons telles qu'elles sont limitées par les caractéristiques des équipements et les phénomènes de propagation naturels



b) Performances idéales sur la liaison telles qu'elles sont limitées par les phénomènes de propagation naturels seulement

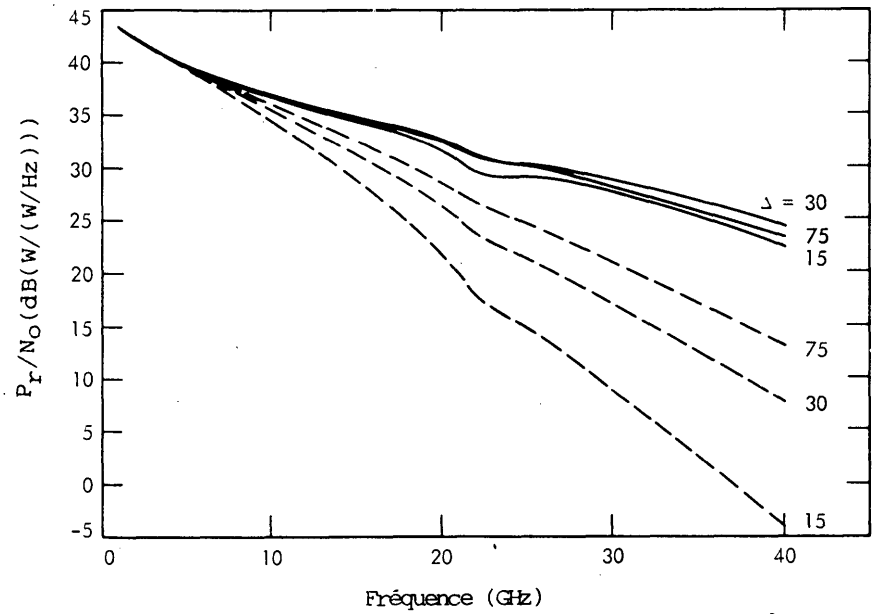
FIGURE 5

Performances sur la liaison Terre vers espace (P_r/N_o)
Antennes de diamètre fixe pour la station terrienne et la station spatiale

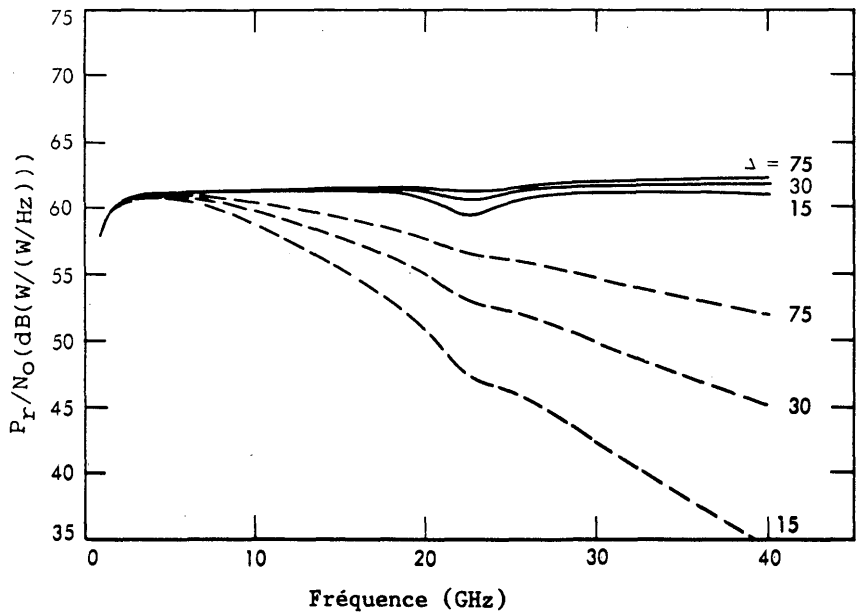
——— Atmosphère claire, 7,5 g/m^3 de vapeur d'eau

- - - Atmosphère et pluie, 10 mm/h

Δ: Angle de site (degrés) de l'antenne de la station terrienne



a) Performances possibles sur les liaisons telles qu'elles sont limitées par les caractéristiques des équipements et les phénomènes de propagation naturels



b) Performances idéales sur la liaison telles qu'elles sont limitées par les phénomènes de propagation naturels seulement

FIGURE 6

Performances sur la liaison Terre vers espace (P_r/N_o)
Antenne de diamètre fixe pour la station terrienne,
antenne à gain fixe pour la station spatiale

——— Atmosphère claire, 7,5 g/m^3 de vapeur d'eau
- - - Atmosphère et pluie, 70 mm/h
Δ : Angle de site (degrés) de l'antenne de la station terrienne

RAPPORT 849-2*

BANDES DE FRÉQUENCES DANS LA GAMME DE 40 A 120 GHz PRÉFÉRÉES POUR LA RECHERCHE DANS L'ESPACE LOINTAIN

(Question 22/2; Programme d'études 22A/2)

(1982-1986-1990)

1. Introduction

Les performances des liaisons entre stations terriennes et stations de l'espace lointain sont influencées par l'atmosphère de la Terre. L'affaiblissement et l'émission par l'atmosphère limitent généralement à un maximum de 20 GHz les fréquences que l'on peut utiliser pour les télécommunications avec l'espace lointain. Il existe néanmoins certaines bandes situées à l'intérieur de la gamme 20 à 120 GHz dans lesquelles l'affaiblissement par l'atmosphère est assez peu important pour que l'on puisse y établir des liaisons entre des stations terriennes et des stations se trouvant dans l'espace lointain. Il y a en outre, dans la même gamme, d'autres bandes qui conviendraient particulièrement bien pour les liaisons entre une station de relais placée sur une orbite autour de la Terre et des stations de l'espace lointain.

Le présent Rapport examine le choix des bandes de fréquences préférées pour les télécommunications avec l'espace lointain dans la bande de 40 - 120 GHz. La question du choix des bandes situées entre 1 et 40 GHz préférées pour la recherche spatiale fait l'objet du Rapport 683.

1.1 *Avantages que présentent les fréquences situées au-dessus de 20 GHz*

Les fréquences supérieures à 40 GHz peuvent présenter des avantages pour les télécommunications avec l'espace lointain: meilleures performances des liaisons, possibilité de plus grande largeur de bande, réduction des erreurs affectant les mesures qui dépendent de la vitesse de propagation, possibilité d'effet d'écran contre les brouillages d'origine terrestre.

1.1.1 Amélioration de la qualité de la liaison

Pour une puissance fixe d'émission, la puissance reçue via une liaison en espace libre entre des antennes parfaites d'ouverture fixe varie proportionnellement au carré de la fréquence. A titre d'exemple pratique de ce phénomène on peut citer le cas d'un trajet entre un engin spatial dans l'espace lointain et un satellite relais en orbite au-dessus de l'atmosphère terrestre. Si le choix de la fréquence dans la bande qui est envisagée n'est pas limité par la technique, la fréquence la plus élevée de cette bande assurera la meilleure qualité de liaison.

En recourant à certaines fréquences sur lesquelles l'affaiblissement par l'atmosphère est relativement peu important, on peut tirer parti de l'utilisation du spectre au-dessus de 40 GHz pour établir des liaisons entre la Terre et l'espace.

On peut mettre à profit les meilleures performances de ces liaisons de fréquence élevée pour des fonctions de commande, de télémesure et de radiométrie. On peut encore profiter de ces performances pour réduire et alléger les antennes et les émetteurs des engins spatiaux.

---

* Le présent Rapport est porté à la connaissance des Commissions d'études 5 et 6 qui souhaiteront peut-être commenter les conséquences éventuelles, pour l'analyse, des récentes modifications des données relatives à la propagation.

1.1.2 Mesure plus exacte de la phase et du temps de propagation

La précision dans la navigation des sondes pour l'espace lointain dépend de la détermination de leur position et de leur vitesse, acquise par des mesures de la phase et du temps de propagation de groupe des signaux que l'on reçoit d'elles. Ces mesures sont influencées par la vitesse de propagation le long du trajet de transmission. Or, cette vitesse dépend de la présence de particules chargées le long du trajet. L'influence de ces particules varie en sens inverse du carré de la fréquence, raison pour laquelle des fréquences plus élevées sont préférables pour la navigation et pour certaines mesures radioélectriques.

1.1.3 *Effets d'écran contre les brouillages d'origine terrestre*

Il pourra un jour y avoir avantage à utiliser une station géostationnaire comme relais pour des signaux en provenance ou à destination de sondes évoluant dans l'espace lointain. Les liaisons entre une telle station et les sondes seraient à l'abri des effets perturbateurs de l'atmosphère. On pourrait les protéger des brouillages d'origine terrestre en choisissant des fréquences pour lesquelles l'atmosphère est relativement opaque aux signaux radioélectriques. Il existe de telles fréquences dans la gamme de 40 à 120 GHz.

1.1.4 Une plus grande largeur de bande disponible permet d'obtenir des débits de transmission de données plus élevés et d'utiliser des systèmes de codage plus complexes qui assurent des taux d'erreur de données réduits et une moindre sensibilité au brouillage.

1.2 *Bases du choix des fréquences*

Le choix des fréquences auxquelles il convient de donner la préférence repose sur les performances des liaisons et sur les caractéristiques de la propagation et du matériel. Dans les trois sections suivantes du présent Rapport, on examine les facteurs qui influent sur le choix des fréquences. Certains d'entre eux fournissent les renseignements dont on a besoin pour calculer un indice de performance des liaisons. Cet indice peut s'exprimer par le rapport P_R / N_0 de la puissance totale reçue à la densité spectrale de bruit pour un ensemble donné de conditions de propagation et de caractéristiques du matériel.

2. Caractéristiques de la propagation interplanétaire qui dépendent de la fréquence

Les caractéristiques de la propagation interplanétaire déterminent les performances des liaisons entre une sonde pour l'espace lointain et un satellite relais situé à l'extérieur de l'atmosphère de la Terre. Etudiées dans le Rapport 887, ces caractéristiques influent aussi sur les performances des liaisons entre les stations terriennes et l'espace lointain.

2.1 *Affaiblissement*

Si l'on étudie l'absorption par les gaz et la diffusion par les particules de poussière en dehors de l'atmosphère d'une planète, on constate que ni l'une ni l'autre n'affaibliront le signal de 0,1 dB dans la gamme de 40 à 120 GHz tant que le trajet de propagation reste dans les limites de notre système solaire. L'affaiblissement dû à l'espace interplanétaire sera donc considéré comme un facteur négligeable dans le choix des bandes à utiliser de préférence.

2.2 *Température de bruit du ciel*

La température de bruit du ciel vu d'un satellite relais est déterminée par le bruit de fond cosmique (3 K) et par le bruit quantique, comme le montre la courbe A de la Fig. 1, sauf lorsque du bruit provenant de la Terre, d'autres planètes ou du Soleil pénètre dans l'antenne. L'effet de ces sources de bruit est étudié dans le Rapport 720.

La température de bruit du ciel vu d'un engin spatial est également représentée par la courbe A. La Terre se trouvera généralement dans le lobe principal d'une antenne d'engin spatial pointée vers un satellite relais et sa présence dans le faisceau de cette antenne sera un élément de la température de bruit. Par exemple, d'un engin spatial situé à 4×10^7 km de la Terre (minimum de la distance entre la Terre et Vénus), la Terre est vue sous un angle de $1{,}8 \times 10^{-2}$ degré. Si l'ouverture du faisceau de l'antenne de cet engin est limitée par la précision de pointage à un minimum de 0,15°, la Terre n'occupera que moins de 1/69 du lobe principal de l'antenne. L'effet de la température de corps noir de la Terre est réduit dans les mêmes proportions à une valeur qui est faible par rapport à la température de bruit de 600 à 1500 K d'un système de réception typique d'un engin spatial. (Dans la gamme de fréquences de 40–120 GHz, la température du corps noir varie entre 210 et 290 K en fonction de la fréquence et de la longitude du point situé à la verticale de l'engin spatial à la surface de la Terre.)

Dans cette gamme de fréquences, la température du bruit perçu par une antenne pointée en direction du Soleil est de 6 000 K. Cette hausse très élevée de la température de bruit du système doit habituellement être évitée et peut donc influencer le calendrier et la conception de certaines missions dans l'espace lointain et des appareils expérimentaux réalisés à cet effet.

Pour le calcul du rapport P_R / N_0 en fonction de la fréquence, la température de bruit du ciel vu d'un satellite relais ou d'une sonde pour l'espace lointain peut être considérée comme une partie négligeable de la température du système.

2.3 *Vitesse de propagation*

La présence de particules chargées le long du trajet de transmission peut modifier la vitesse de propagation. La Fig. 2 du Rapport 683-3 donne des exemples de l'erreur de mesure sur la distance apparente en fonction de la fréquence et de l'angle entre le trajet du rayon et la direction du Soleil vu de la Terre. Elle montre bien que, pour déterminer la distance avec le maximum de précision, on a intérêt à utiliser des fréquences élevées. Bien que les courbes de la Fig. ne comprennent pas les fréquences supérieures à 32 GHz, la tendance à la diminution des erreurs se poursuit à mesure que les fréquences augmentent.

2.4 *Scintillation*

La scintillation d'amplitude et de phase due au plasma solaire constitue un facteur dont il faut tenir compte lorsque le trajet des rayons passe près du Soleil. L'ampleur de la scintillation diminue quand la fréquence augmente. Les effets du plasma extra-terrestre sont étudiés dans le Rapport 887.

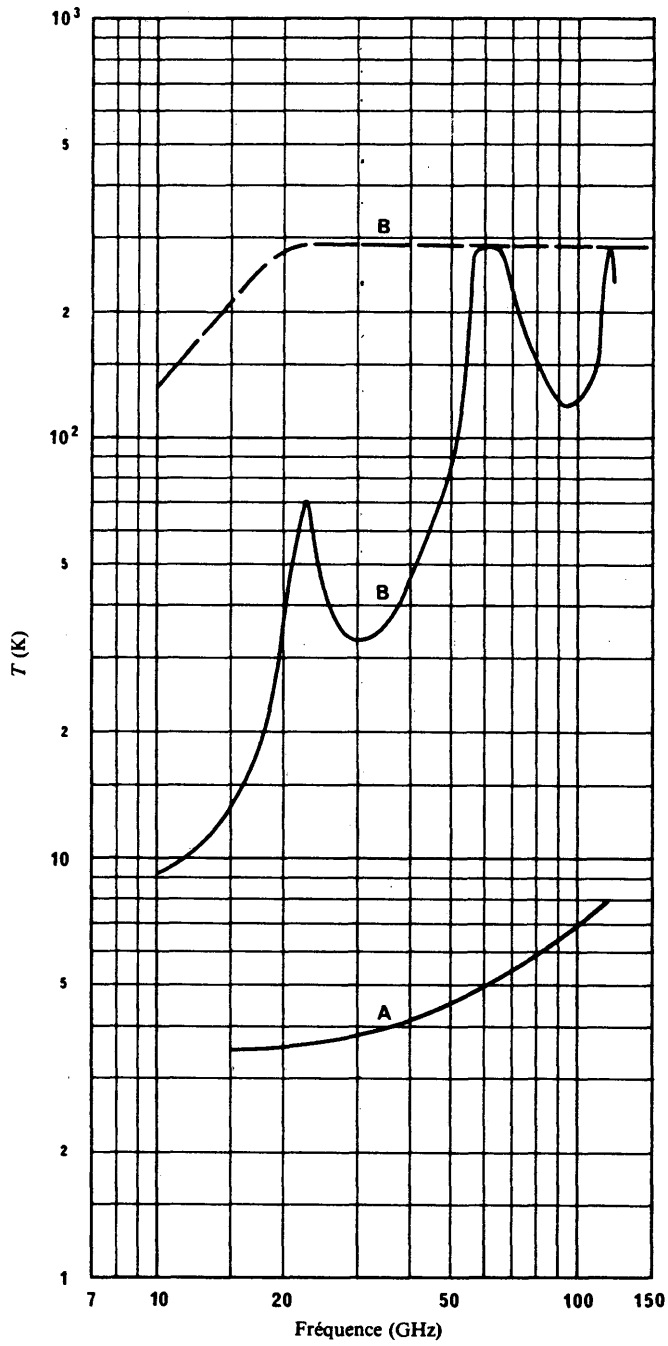


FIGURE 1 – *Température de bruit du ciel*

Courbes A: vu par la sonde d'espace lointain

B: vu par l'antenne d'une station terrienne sous un angle de site de 30°

———— Atmosphère formée de gaz

– – – – – – Atmosphère formée de gaz, avec en outre pluie dépassée pendant 0,001% du temps (soit 55 mm/h dans la zone hydrométéorologique J)

3. Caractéristiques de la propagation à travers une atmosphère qui dépendent de la fréquence

Les facteurs de propagation interplanétaire examinés ci-dessus affectent les liaisons entre l'espace lointain et une station relais géostationnaire. Pour les liaisons entre l'espace lointain et la Terre, l'atmosphère joue un rôle dominant dans le choix des fréquences de la gamme de 20 à 120 GHz à utiliser de préférence.

Les atmosphères planétaires peuvent influer sur les trajets qui rasent ces atmosphères ou qui y pénètrent.

3.1 *Affaiblissement*

3.1.1 Affaiblissement dû à l'a*tmosphère terrestre*

L'affaiblissement des ondes qui traversent l'ionosphère de la Terre est négligeable aux fréquences supérieures à 40 GHz, mais l'atmosphère neutre joue un rôle important à ces fréquences. L'affaiblissement dû aux gaz de l'atmosphère est représenté sur la Fig. 2 (voir aussi le Rapport 719). Dans la partie du spectre au-dessus de 40 GHz, c'est sur des fréquences voisines de ——— 90 GHz que les liaisons entre la Terre et l'engin spatial subiraient le minimum d'affaiblissement.

L'affaiblissement linéique dû à des précipitations d'un taux supérieur à quelques mm/h est généralement plus important que celui dû aux gaz de l'atmosphère et il augmente de façon régulière avec la fréquence dans la gamme qui nous intéresse. Le taux de précipitation pour 0,01 % du temps dans la zone hydrométéorologique médiane est, d'après le Rapport 563, supérieur à 30 mm/h. Pour une pluie d'une telle intensité, l'affaiblissement des fréquences de la gamme 40-120 GHz est si élevé (Rapport 721) que les télécommunications entre la Terre et les engins spatiaux dans l'espace lointain sont généralement impossibles, aussi n'en tiendrons-nous désormais aucun compte comme facteur de détermination des fréquences à utiliser de préférence.

Pour les liaisons entre satellite relais et engin spatial, le trajet de propagation en visibilité directe sera parfois obscurci par l'interposition de la Terre ou de quelque portion de l'atmosphère terrestre. D'un satellite géostationnaire, la Terre (non compris l'atmosphère) est vue sous un angle solide de 17,34°. Si l'atmosphère depuis la surface de la Terre jusqu'à une altitude de 100 km était opaque aux ondes radioélectriques, l'angle correspondant à la partie obscure augmenterait de 0,27°. L'effet de l'affaiblissement dû à l'atmosphère sur cet angle est si petit qu'il n'a aucune influence sur le choix des bandes de fréquences préférées.

On peut atteindre le but recherché, à savoir protéger contre les brouillages d'origine terrestre les liaisons entre les sondes de l'espace lointain et un satellite de la Terre, en tirant parti de la forte valeur que présente l'affaiblissement par l'atmosphère dans les régions des 60 et 119 GHz (voir le Rapport 719). Les raies d'absorption par l'oxygène moléculaire sur ces fréquences sont la cause du niveau d'affaiblissement élevé que l'on observe sur la Fig. 2.

On peut aménager une paire de liaisons (sonde vers satellite terrestre et vice versa) dans la région d'affaiblissement élevé située entre 54 et 64 GHz. L'écart entre les fréquences doit être d'environ 7% (voir le Rapport 683). La raie d'absorption à 119 GHz est beaucoup plus étroite et une seule liaison de la paire pourrait bénéficier du maximum de l'effet d'écran. Dans ce cas, l'effet d'écran est le plus important pour la liaison d'engin spatial vers satellite relais.

3.1.2 Affaiblissement dû à l'atmosphère d'autres planètes

Du point de vue de l'affaiblissement, la nature de l'atmosphère d'autres planètes est sans influence sur le choix des fréquences de télécommunication dans la gamme de 40 à 120 GHz. Cela ne signifie pas qu'il n'y a pas certaines planètes dont l'atmosphère contient des raies spectrales qui présentent un intérêt scientifique dans cette gamme, par exemple les raies de l'ammoniac.

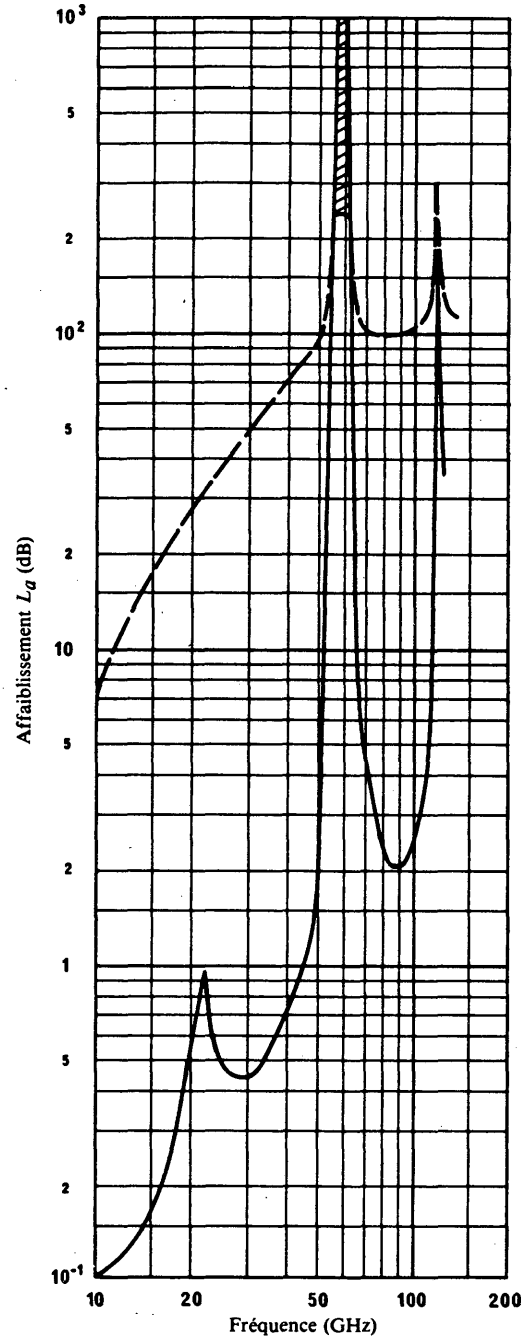


FIGURE 2 – *Affaiblissement dû aux gaz de l'atmosphère et à la pluie pour un angle de site de l'antenne de 30° à une station terrienne*

———— Atmosphère formée de gaz (7,5 g/m^3 de vapeur d'eau à la surface)

– – – – – – Atmosphère formée de gaz, avec en outre pluie dépassée pendant 0,001% du temps (soit 55 mm/h dans la zone hydrométéorologique J)

3.2 *Température de bruit du ciel* dans les stations terriennes

La température de bruit du ciel vu d'une station terrienne est fonction de la fréquence, de l'angle de site et des conditions atmosphériques (voir le Rapport 720). Les courbes B de la Fig.1 représentent la température de bruit du ciel par temps clair et par forte pluie.

Lorsque l'antenne de la station terrienne est pointée dans la direction du Soleil, la température de bruit est plus élevée.

3.3 *Scintillation*

La scintillation d'amplitude et de phase due à l'atmosphère neutre est étudiée dans le Rapport 881* Ses effets augmentent avec la fréquence pour une ouverture d'antenne fixe et, à 100 GHz, elle peut provoquer des fluctuations d'amplitude du signal allant de 0,4 à 3,8 dB dans le cas d'une antenne parabolique de 37 m de diamètre.

La scintillation due à l'ionosphère terrestre n'entre pas en ligne de compte pour le choix des fréquences au-dessus de 40 GHz (voir le Rapport 263) et l'on peut en dire autant pour ce qui est des ionosphères des planètes. Pour certaines missions, la scintillation causée par la couronne solaire pourrait affecter le choix des fréquences.

4. Caractéristiques du matériel qui dépendent de la fréquence

Les caractéristiques du matériel qui déterminent les performances d'une liaison sont notamment la puissance d'émission, les dimensions des antennes, la précision de leur surface et de leur pointage ainsi que la température de bruit du récepteur. Ces caractéristiques dépendent généralement dans une certaine mesure de la fréquence. Dans la gamme de 40 à 120 GHz pour les trajets Terre-espace lointain, l'effet de l'atmosphère sur les performances des liaisons est si puissant que les caractéristiques du matériel qui dépendent de la fréquence n'interviennent que de façon négligeable dans le choix des fréquences.

5. Analyse d'un exemple de performance des liaisons

La Fig. 3 représente les performances des liaisons en fonction de la fréquence: la courbe A est valable pour un trajet en espace libre et la courbe B tient compte de l'effet de l'atmosphère de la Terre. L'indice de performance P_R/N_0 (voir le § 1.2 ci-dessus) a été calculé d'après les données des Fig. 1 et 2 et les valeurs des paramètres ci-dessous:

Distance de communication	8×10^8 km
Puissance de l'émetteur de l'engin spatial	25 W
Antenne de l'engin spatial	3,7 m
Antenne de la station terrienne	64 m

On admet que ces antennes sont idéales et que leurs gains sont proportionnels au carré de la fréquence.

* Genève, 1982.

Les valeurs ci-dessus ne sont données qu'à titre d'illustration; on pourrait en prendre d'autres et l'on aboutirait à des résultats numériques différents, mais la forme des courbes resterait la même, ainsi que le choix des fréquences qui en découle.

La comparaison entre les courbes A et B montre l'intérêt que l'on a, du point de vue des performances des liaisons, à utiliser des fréquences plus élevées lorsque le trajet de transmission est tout entier dans l'espace. C'est la principale raison qui justifie l'établissement d'une station relais sur un satellite voisin de la Terre.

La courbe B montre que des bandes situées dans la gamme de 40 à 120 GHz permettent d'assurer la transmission à travers l'atmosphère et de protéger contre les signaux d'origine terrestre les liaisons entre un satellite relais et des sondes de l'espace lointain.

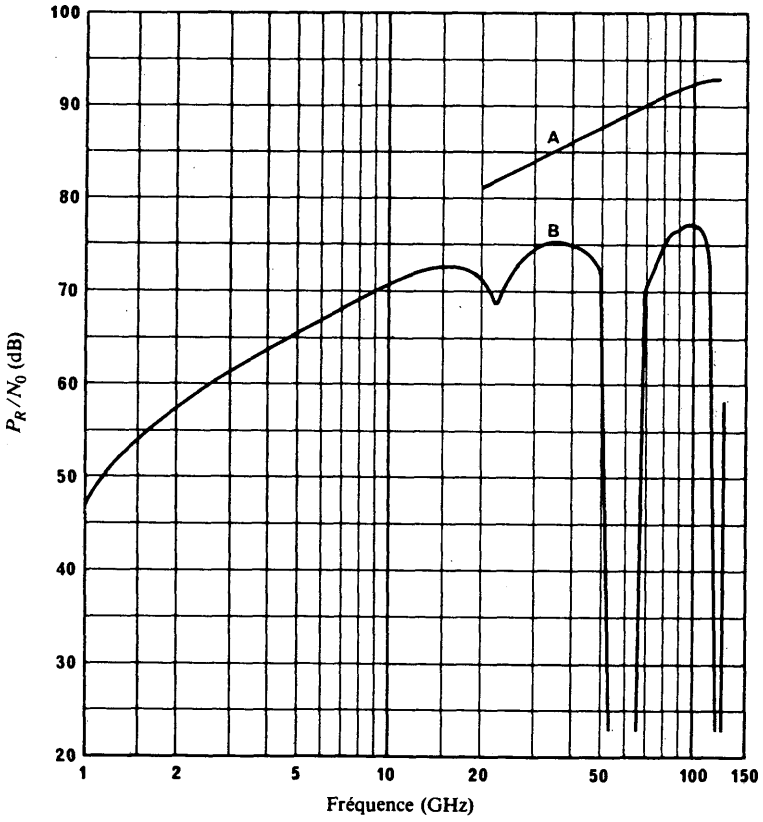


FIGURE 3 – *Indice de performance P_R/N_0 limité par les phénomènes naturels seulement; deux antennes de diamètre fixe: 3,7 m à la station de l'espace lointain, 64 m à la station de réception*

Courbes A: espace lointain vers satellite

B: espace lointain vers station terrienne

6. Bandes de fréquences à utiliser de préférence

Les bandes de fréquences à utiliser de préférence pour la recherche dans l'espace lointain dans la gamme de 40 à 120 GHz sont indiquées dans le Tableau I. Elles ont été déterminées d'après les caractéristiques d'affaiblissement et la température de bruit de la propagation dans l'atmosphère et d'après les deux conditions suivantes: assurer des liaisons entre un satellite relais et une station dans l'espace lointain qui soient protégées contre les signaux d'origine terrestre par un effet d'écran; assurer des liaisons permettant de communiquer entre une station de l'espace lointain d'une part, un satellite relais ou une station terrienne d'autre part. La faisabilité du partage des bandes et les attributions existantes dans le Règlement des radiocommunications n'ont pas été prises en considération pour le choix des bandes. Les caractéristiques de la scintillation ou de la vitesse de propagation qui dépendent de la fréquence n'ont pas été retenues comme facteurs déterminants des bandes de fréquences préférées. Ces caractéristiques pourraient influencer l'utilisation de certaines bandes de fréquences allouées pour telle ou telle mission de recherche spatiale, mais c'est la performance en matière de communication qui a été retenue comme facteur dominant pour le choix des fréquences préférées. On n'a pas non plus tenu compte pour ce choix des caractéristiques du matériel qui dépendent de la fréquence. Les bandes susceptibles d'être allouées resteront sans doute les mêmes pendant bien des années et la technologie du matériel évoluera de telle manière que l'on fasse le meilleur usage de ces fréquences, compte tenu des limites imposées par les phénomènes naturels. Les conditions en matière de largeur de bande et d'écartement des fréquences sont examinées dans le Rapport 536.

TABLEAU I – *Bandes de fréquences à utiliser de préférence et leurs applications*

Attributions actuelles	Bandes à utiliser de préférence (GHz)	Domaine d'application	Autres conditions(1)
Il n'y a pas d'attributions actuellement pour la recherche dans l'espace lointain dans la gamme 40 - 120 GHz	56-64	Satellite vers espace lointain et espace lointain vers satellite avec effet d'écran contre les signaux d'origine terrestre	Paire de bandes de 500 MHz de largeur, distantes d'environ 7% à l'intérieur de la bande 56-64 GHz
	80 - 100	Espace lointain vers Terre et Terre vers espace lointain	Paire de bandes de 500 MHz de largeur, distantes d'environ 7% à l'intérieur de la bande 80 - 100 GHz
	98-110	Satellite vers espace lointain (liaison montante associée à une liaison descendante sur 117,7 - 119,8 GHz)	Largeur de bande: 500 MHz, distante d'environ 7% de la bande espace lointain vers satellite dans la gamme de 117,7-119,8 GHz
	117,7-119,8	Espace lointain vers satellite, avec effet d'écran contre les signaux d'origine terrestre	Largeur de bande: 500 MHz

(1) Les conditions indiquées sont fondées sur les caractéristiques de systèmes de télécommunication utilisés ou prévus par plusieurs administrations.

BIBLIOGRAPHIE

NJOKU, E. G. et SMITH, E. K. [mai-juin 1985] Microwave antenna temperature of the Earth from geostationary orbit. *Radio Sci.*, Vol. 20, 3, 591-599.

RAPPORT 985*

CRITÈRES DE PROTECTION RELATIFS A DES SYSTÈMES DE RECHERCHE SPATIALE AU VOISINAGE DE LA TERRE

(Question 1/2; Programmes d'études 1C/2 et 1D/2)

(1986)

1. Introduction

Une grande partie du spectre des fréquences radioélectriques convenant aux systèmes de recherche spatiale est également attribuée à un ou à plusieurs autres services; dans ces conditions, il est nécessaire de prévoir un partage des fréquences entre ces services. Le présent Rapport traite des facteurs qui affectent la sensibilité au brouillage des systèmes du service de recherche spatiale et il établit des critères de protection appropriés pour ce service travaillant dans les bandes de fréquences allant jusqu'à environ 30 GHz. Les critères de protection sont destinés à être utilisés dans les analyses de coordination et de brouillage, dans les cas où l'on ne dispose pas de données sur les systèmes.

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4 et 9.

2. Considérations générales

Quatre types de fonctions de transmission sont nécessaires dans la recherche spatiale: la télécommande, la télémesure de maintenance, le transfert des données scientifiques mises en mémoire et des données scientifiques en temps réel. L'effet du brouillage sur chacune de celles-ci est assez différent (Rapport 548).

En ce qui concerne la télécommande, un principe fondamental de conception de la plupart des engins de recherche spatiale est qu'aucune erreur de commande ne doit entraîner l'échec complet d'une mission et qu'aucune commande ne doit pouvoir bloquer le système dans un certain état. Comme, en général, il existe une dépendance importante et inévitable vis-à-vis du système de télécommande de l'engin lors des phases délicates d'une mission, par exemple, pendant les séquences de lancement et d'injection sur orbite ou lors d'une situation d'urgence, un brouillage durant ces périodes délicates pourrait compromettre gravement la mission.

Les données de télémesure de maintenance peuvent être mémorisées, ou échantillonnées et transmises en temps réel. Sauf pendant les périodes délicates, comme les séquences de lancement et d'injection sur orbite, les situations d'urgence, ou pendant le transfert des données biomédicales de l'équipage, le système de télémesure de maintenance tolère assez bien des interruptions et des brouillages. Lors des périodes délicates, les lectures doivent évidemment être extrêmement fiables. L'utilisation de ces données à des fins de diagnostic montre clairement qu'à certains moments critiques d'une mission, il peut y avoir de longues périodes (plusieurs heures) pendant lesquelles le système de télémesure de maintenance doit être protégé des brouillages préjudiciables. Pendant d'autres périodes de la mission, cette fonction peut supporter une interruption limitée sans conséquences graves.

Les données scientifiques mémorisées peuvent généralement être lues plus d'une fois pour la détection des erreurs. C'est probablement la catégorie de données qui tolère le mieux les brouillages de durée limitée.

Les données non mémorisées, destinées à être utilisées en temps réel, sont les plus sensibles au brouillage, car leur émission n'a lieu qu'une seule fois et ne peut être répétée. Elles peuvent représenter l'information la plus précieuse fournie par un engin spatial coûteux et c'est pourquoi il est impératif que cette catégorie de données soit bien protégée contre les interruptions ou les dégradations. En général, on connaît plusieurs heures à l'avance le moment où seront reçues les données intéressantes non mémorisées.

De nombreux systèmes de recherche spatiale utilisent des techniques de modulation MIC-MDP-MP et des circuits à verrouillage de phase pour la démodulation des ondes porteuses et des sous-porteuses du système. Les transmissions à débit binaire élevé sont généralement basées sur la modulation MDP-2 ou MDP-4. Des circuits à verrouillage de phase sont également utilisés durant les séquences de recherche, d'acquisition et de poursuite; ils équipent à la fois les récepteurs au sol et les récepteurs embarqués. Les résultats des recherches expérimentales concernant les effets des brouillages sur les circuits à verrouillage de phase sont présentés dans le Rapport 544 (Genève, 1982). Le Rapport 545 (Genève, 1982) traite pour sa part de l'influence des brouillages sur les télémesures transmises par des engins de recherche spatiale (en particulier les détecteurs de bits).

3. Critères de protection

Dans une liaison de communication, la valeur admissible du rapport brouillage/bruit du système peut être déterminée d'après la partie de la marge nominale attribuée à la conception au brouillage externe. Pour les liaisons espace vers espace et espace vers Terre, on essaie le plus possible de minimiser ces marges afin de réduire le poids et la puissance, de respecter les limites d'émission et en raison de l'aspect économique. A la conception, les marges typiques, destinées à compenser les influences de conditions non idéales, sont généralement de l'ordre de 3 à 6 dB dans le cas d'engins spatiaux fonctionnant avec des fréquences inférieures à environ 10 GHz. Pour les fréquences supérieures à 10 GHz, des marges plus élevées peuvent être nécessaires pour compenser les effets des conditions météorologiques.

Compte tenu de ces faibles valeurs de marges de liaison, les brouillages peuvent être préjudiciables pour des systèmes typiques de recherche spatiale si le seuil des caractéristiques de fonctionnement de la liaison est abaissé de plus de 1 dB. Cela correspond à une valeur requise de l'ordre de 6 dB pour le rapport densité spectrale de bruit du système/densité spectrale du brouillage (N/I).

Alors que l'on prévoyait au départ que les techniques de codage de voie permettraient de travailler avec des rapports N/I de -10 dB, l'expérience a montré qu'une valeur de $+6$ dB était nécessaire (Rapport 687).

3.1 *Largeur de bande de référence*

La largeur de bande de référence dans laquelle il faut déterminer un niveau de protection dépend de la plus petite largeur de bande susceptible d'être utilisée. Pour les récepteurs de stations terriennes, des circuits à verrouillage en phase peuvent utiliser des largeurs de bande de quelques hertz. La largeur de bande de détection d'une station spatiale est généralement plus grande (1 kHz ou plus) en raison de la nécessité de procéder à l'acquisition rapide et automatique des signaux en provenance de la Terre.

Les valeurs recommandées pour les largeurs de bande de référence sont donc les suivantes:

- récepteurs de stations terriennes: 1 Hz
- récepteurs de stations spatiales: 1 kHz

3.2 *Pourcentage de temps de référence*

S'agissant du brouillage qui agit sur les stations terriennes de recherche spatiale, il faut noter que des brouillages sporadiques peuvent provenir de sources artificielles en raison de la propagation transhorizon, des conditions météorologiques changeantes et de la variation du gain sur la liaison entre la station brouilleuse et la station réceptrice, par suite des mouvements relatifs des antennes, etc. Par conséquent, tout critère de brouillage devra être établi de manière suffisammment stricte pour minimiser la probabilité de ce type de brouillage.

En outre, comme les données relatives à la propagation sont généralement présentées sous la forme d'un pourcentage de temps pendant lequel certaines conditions sont dépassées, il est nécessaire d'établir une relation entre la durée des interruptions et les données de propagation. Dans le cas des missions spatiales faisant appel à des engins habités, une perte de communication de plus de 5 min pendant des périodes délicates risquerait d'affecter sérieusement le bon déroulement de la mission. Cependant, les conditions de propagation sont telles que la moindre perte de transmission entre deux stations persistera pendant des périodes beaucoup plus longues que 5 min. Par conséquent, pour pouvoir fournir une protection qui empêchera un brouillage de durer plus de 5 min par jour, il est nécessaire non seulement de considérer l'heure la plus défavorable de l'année, mais aussi les 5 min les plus défavorables dans cette heure. Cela correspond approximativement à 0,001% du temps. Pour ce qui est des missions avec engins non habités, où aucune vie humaine ne risque d'être mise en péril, le pourcentage de temps de référence est de 0,1%.

3.3 *Niveaux de protection requis*

3.3.1 *Récepteurs de stations terriennes*

Entre 1 et 20 GHz, la température totale de bruit des stations terriennes de réception est généralement de l'ordre de 70 K ou davantage, selon la contribution de l'antenne. Cette contribution est fonction de la fréquence, de l'angle de site de l'antenne, des conditions météorologiques existantes, du rayonnement du sol et du rayonnement thermique dans les lobes latéraux et les lobes arrière des antennes. Au-dessous d'environ 1 GHz, le bruit cosmique augmente la température de bruit de fonctionnement du système à raison d'environ 20 dB par décade de fréquence décroissante. De ce fait, si l'on se base sur le rapport bruit/brouillage requis de 6 dB établi au § 3 et sur une température de bruit de 70 K à la réception, le critère qui convient le mieux pour la protection des stations terriennes est le suivant:

Dans la gamme de fréquences 1-20 GHz, un brouillage préjudiciable peut se produire si la durée totale pendant laquelle la densité de puissance du brouillage à caractéristique de bruit ou la puissance totale du brouillage de type onde entretenue dans toute bande prise isolément ou dans toutes les séries de bandes d'une largeur de 1 Hz, est supérieure à -216 dB(W/Hz) aux bornes d'entrée des récepteurs pour une durée dépassant 0,001% du temps pour les missions avec engins habités, et 0,1% du temps pour toutes les autres missions de recherche spatiale au voisinage de la Terre. Pour les fréquences au-dessous d'environ 1 GHz, le niveau de brouillage admissible peut être augmenté à raison de 20 dB par décade de fréquence décroissante. Ce critère de brouillage s'applique aux trois fonctions de transmission sur la liaison descendante décrites dans le § 2.

3.3.2 *Récepteurs de stations spatiales*

Les températures de bruit totales des récepteurs typiques des stations spatiales sont généralement de 600 K ou plus. Ces niveaux sont fixés partiellement par le fait qu'il est nécessaire que l'antenne de l'engin soit pointée en direction de la Terre (290 K). De la même façon, si l'on se base sur le rapport bruit/brouillage requis de 6 dB, le critère le plus approprié pour la protection des stations spatiales est le suivant:

Dans la gamme de fréquences 100 MHz-30 GHz, un brouillage préjudiciable peut se produire si la densité de puissance du brouillage à caractéristique de bruit ou la puissance totale du brouillage de type à onde entretenue dans toute bande prise isolément ou dans toutes les séries de bandes de 1 kHz de largeur, est supérieure à -177 dB(W/kHz) aux bornes d'entrée du récepteur.

En raison du déplacement des engins spatiaux en orbite basse sur lesquels on peut observer ce niveau de brouillage, la durée de l'exposition au brouillage est limitée à 0,1% du temps pour les missions d'engins pilotés et non pilotés.

RAPPORT 684-1 *

ANALYSE PRÉLIMINAIRE DES STATISTIQUES DE TEMPS DE LA VISIBILITÉ DES SATELLITES GRAVITANT SUR DES ORBITES A BASSE ALTITUDE

(Question 1/2)

(1978-1986)

1. Introduction

1.1 *Généralités*

Le présent Rapport, fondé sur des travaux effectués aux Etats-Unis d'Amérique, traite des aspects statistiques et géométriques des possibilités de brouillages causés aux services de Terre et aux secteurs terriens des services spatiaux par des engins de recherche spatiale évoluant sur des orbites basses.

1.2 *Historique*

Les limites de puissance surfacique en vigueur (Article 28 du Règlement des radiocommunications) ont été établies principalement en vue de la protection des systèmes de radiocommunication au sol contre les brouillages susceptibles d'être causés par les stations spatiales géostationnaires; elles ont donc été calculées d'après un modèle de partage des fréquences statique dans le temps (c'est-à-dire sur la base d'un brouillage de direction et d'amplitude constantes). Dans un but de généralisation, l'expression «au sol» est employée dans le présent Rapport pour désigner les systèmes de réception, les antennes, les stations, etc., installés au sol, sans égard au fait qu'ils appartiennent à des services de Terre ou à des services spatiaux. L'emploi toujours plus large, pour le service de recherche spatiale (et pour d'autres services), de stations spatiales en orbites circulaires basses exige que l'on mette au point un modèle dynamique de partage des fréquences qui permettrait de traiter la possibilité de brouillages causés par la station spatiale comme une fonction variant avec le temps. Même dans le cas du modèle dynamique le plus simple, il faudra évaluer au moins six paramètres de système spécifiques afin de définir avec précision les valeurs statistiques principales en fonction du temps relatives à une station spatiale en orbite basse vue d'un emplacement à la surface de la Terre.

Les données statistiques qui dépendent du temps sont:

- le plus long temps de passage d'un engin spatial à travers le lobe principal de rayonnement d'une antenne au sol (voir le § 3 du présent Rapport),
- le pourcentage sur une longue période du temps passé par la station spatiale dans les diverses zones de la sphère orbitale vue de la station au sol.

La première statistique est importante, en ceci qu'elle définit la durée la plus longue pendant laquelle le système récepteur au sol reçoit de la puissance de bruit provenant de la station spatiale. Le second ensemble statistique, après convolution avec les diagrammes des antennes d'émission et de réception ainsi qu'avec l'affaiblissement dû à la distance, peut être utilisé pour établir les relations entre le brouillage et le bruit (I/N) en fonction du temps destinées au modèle dynamique de partage des fréquences. En un certain sens, I/N en fonction du temps peut être traité par une méthode similaire à celle qui est appliquée aux relations du champ en fonction du temps obtenues à partir des statistiques relatives à la propagation atmosphérique. Toutefois, on n'a plus dans le récepteur une variation du rapport signal/bruit en fonction statistique du temps, mais une variation du rapport signal/bruit + brouillage en fonction statistique du temps, sur la base des paramètres du modèle de station spatiale sur orbite basse.

Les paramètres spécifiques qui déterminent les statistiques de visibilité sur une longue période de temps d'une station spatiale évoluant à basse altitude sur une orbite circulaire inclinée (voir Note), vue d'un système de réception à la surface de la Terre, sont les suivants:

- altitude de la station spatiale, H (km);
- inclinaison de l'orbite décrite par la station spatiale, i (degrés);
- latitude de la station au sol, La (degrés);
- orientation en azimut de l'antenne de la station au sol par rapport au nord, Az (degrés);
- orientation en site de l'antenne de la station terrestre par rapport au plan horizontal de l'emplacement, El (degrés);
- surface angulaire de la zone concernée, δA.

Note. – Le présent Rapport traite uniquement des orbites de satellite dont la période orbitale n'est pas un multiple pair de la période de rotation de la Terre.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1, 8 et 9.

Du point de vue de la physique, le dernier paramètre peut être interprété de différentes manières selon l'objet de l'analyse. Par exemple, il peut s'agir de la surface de l'ouverture angulaire du lobe principal de rayonnement de l'antenne de la station terrestre; il peut aussi désigner une surface angulaire exprimée par une «ouverture» en azimut de δAz degrés et une «hauteur» en site de δEl degrés.

2. Equation de délimitation

L'équation de délimitation (développée dans l'Annexe II au Rapport 684 (Genève, 1982)) est indiquée ci-après; elle peut être utilisée pour déterminer le pourcentage de temps pendant lequel un engin spatial décrivant une orbite basse restera dans certaines régions visibles de la station au sol pendant de longues périodes de temps:

$$T\,(\%) = \frac{\delta\lambda}{2\pi^2}\left\{\sin^{-1}\left[\frac{\sin\,(L+\Delta L)}{\sin\,i}\right] - \sin^{-1}\left[\frac{\sin L}{\sin\,i}\right]\right\} \times 100 \qquad (1)$$

où:

$\delta\lambda$: zone longitudinale sur la sphère orbitale, entre les limites de latitude L et $L + \Delta L$ (Fig. 1)

i : inclinaison de l'orbite du satellite

(tous les angles sont en radians).

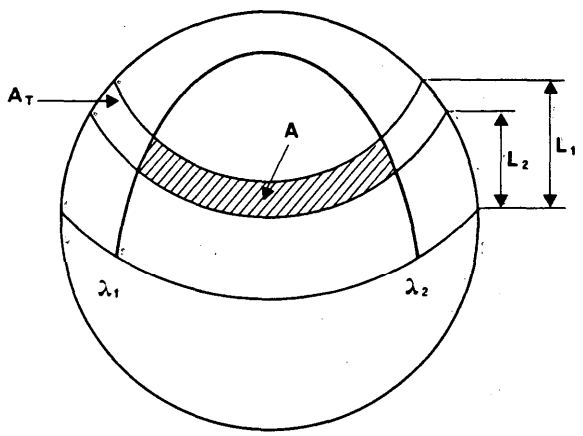


FIGURE 1

3. Temps maximal pendant lequel un satellite reste situé à l'intérieur du faisceau d'une station au sol

On trouvera dans le présent paragraphe des données numériques, correspondant au cas le plus défavorable, sur un aspect du partage des fréquences avec des satellites sur une orbite inclinée à basse altitude. Les possibilités de partage dépendent, entre autres facteurs, du temps pendant lequel un satellite «non désiré» susceptible de créer des brouillages reste situé à l'intérieur de l'ouverture à 3 dB du faisceau de l'antenne de réception d'une station au sol. Nous avons évalué ce facteur pour plusieurs valeurs de l'altitude de l'orbite et pour deux valeurs extrêmes de l'angle de site de l'antenne de réception. Les résultats numériques obtenus représentent une limite supérieure de la durée pendant laquelle un engin spatial situé à une altitude donnée apparaît à l'intérieur du faisceau d'une station au sol.

Le temps que passe un satellite dans le faisceau de l'antenne d'une station au sol est fonction de l'ouverture de ce faisceau (α), de son angle de site et de l'altitude du satellite. Le cas le plus défavorable, c'est-à-dire celui où le satellite reste le plus longtemps à l'intérieur du faisceau, se produit lorsque la station au sol se trouve à l'équateur, avec un angle de site nul et que le satellite se déplace vers l'est en suivant une orbite d'inclinaison nulle. Le temps que le satellite passe dans le faisceau dépend de sa vitesse par rapport à celle du faisceau tandis qu'il tourne avec la Terre et de la longueur d'arc d'orbite intercepté par le faisceau (Annexe III au Rapport 684 (Genève, 1982)).

La durée maximale pendant laquelle un engin spatial peut demeurer dans le faisceau principal d'une antenne est indiquée dans les Fig. 2 et 3, respectivement pour des angles de site d'antenne de 0° et 90° et pour toute une série de valeurs de l'altitude orbitale et de l'ouverture de faisceau.

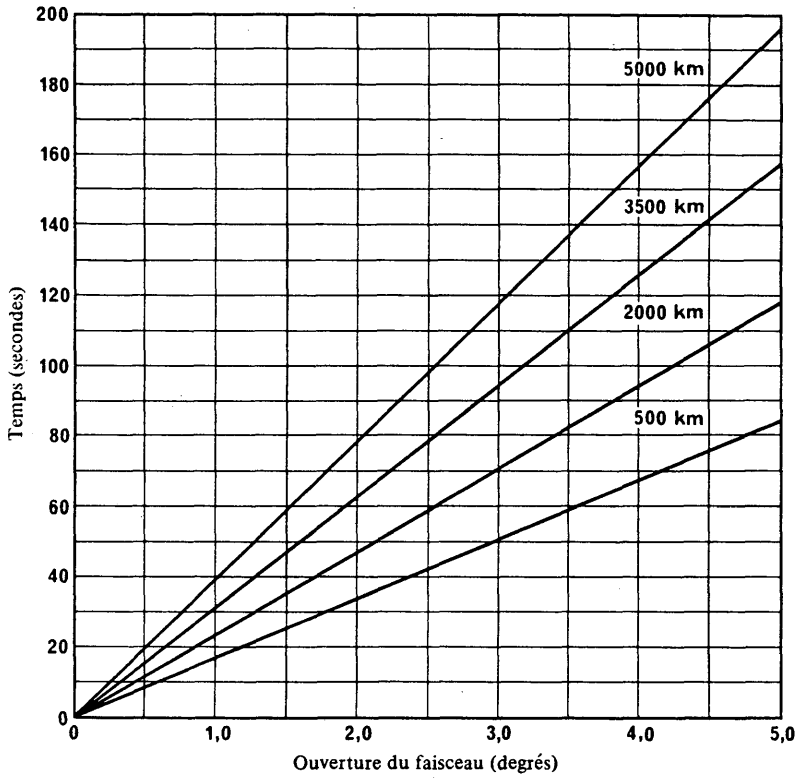


FIGURE 2 – *Temps maximal que le satellite passe à l'intérieur du faisceau de l'antenne, en fonction de l'ouverture du faisceau, pour un angle de site de 0°*

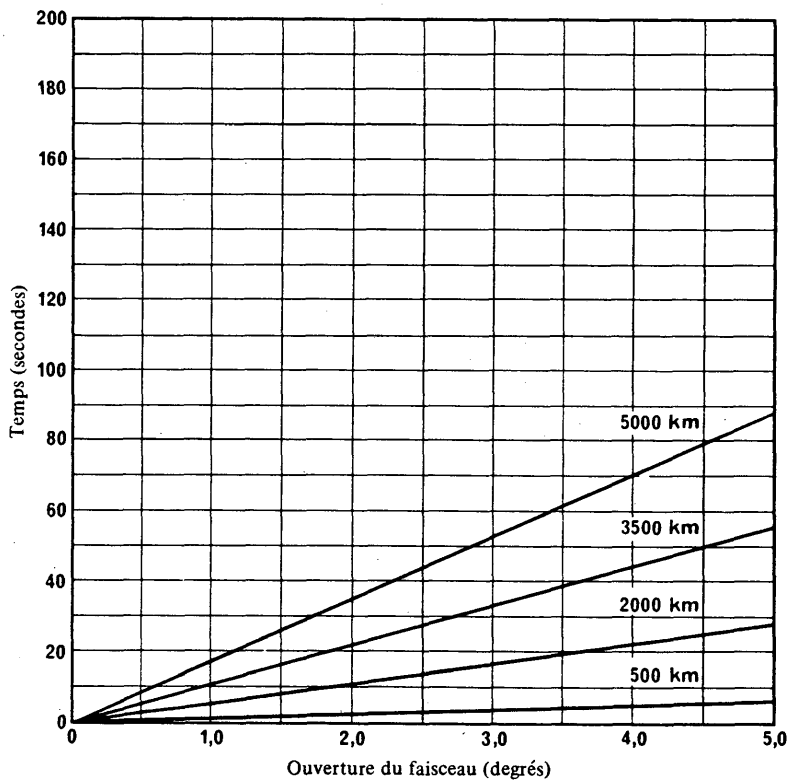


FIGURE 3 – *Temps maximal que le satellite passe à l'intérieur du faisceau de l'antenne, en fonction de l'ouverture du faisceau, pour un angle de site de 90°*

4. Conclusions

Ce Rapport décrit une méthode simple pour calculer le pourcentage de temps pendant lequel un engin spatial décrivant une orbite circulaire inclinée est visible dans une certaine partie du ciel, depuis un point de la surface de la Terre. Par ailleurs, le § 3 et l'Annexe III au Rapport 684 (Genève, 1982) contiennent des renseignements sur la durée maximale pendant laquelle un engin spatial sur orbite basse peut demeurer dans le faisceau principal d'une antenne de station au sol.

Les deux facteurs susmentionnés peuvent être utiles dans l'élaboration de modèles de simulation pour le partage des fréquences entre des engins spatiaux sur orbite inclinée à basse altitude et les récepteurs au sol de plusieurs services.

RAPPORT 687-1 *

POSSIBILITÉS DE PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE LE SERVICE DE RECHERCHE SPATIALE (AU VOISINAGE DE LA TERRE) ET LES SERVICES FIXE ET MOBILE AU VOISINAGE DE 7 A 8 GHz

(Question 1/2)

(1978-1986)

1. Introduction

Les bandes au voisinage de 7 GHz (6425 à 7250 MHz) et au voisinage de 8 GHz (7750 à 7900 MHz) sont actuellement attribuées aux services fixe et mobile à l'échelon mondial. Le présent Rapport analyse les possibilités de partage de fréquences dans ces bandes entre le service fixe, le service mobile et le service de recherche spatiale. Le § 2 porte sur le partage avec le service de recherche spatiale (transmission espace vers Terre) et le § 3 concerne le partage avec les transmissions Terre vers espace.

2. Transmissions espace vers Terre dans le service de recherche spatiale

2.1 *Brouillage causé par les émissions des satellites de recherche spatiale aux récepteurs en visibilité directe dans les services fixe et mobile*

Pour les besoins de la présente analyse, les limites adoptées pour la puissance surfacique sont les suivantes:

-152 dB(W/m^2) dans 4 kHz pour $0° \leqslant \delta \leqslant 5°$

$-152 + [(\delta - 5)/2]$ dB(W/m^2) dans 4 kHz pour $5° < \delta \leqslant 25°$

-142 dB(W/m^2) dans 4 kHz pour $25° < \delta < 90°$

où

δ (en degrés) est l'angle d'arrivée du rayonnement au-dessus du plan horizontal.

Les limites de la puissance surfacique sont identiques à celles qui sont indiquées dans la Recommandation 358, mises au point pour le partage entre le service fixe par satellite et le service fixe dans cette portion du spectre.

Afin d'évaluer la possibilité technique du partage de cette liaison, on a indiqué dans le Tableau I les caractéristiques techniques et le calcul de la puissance surfacique dans le cas d'une émission type d'un satellite de recherche spatiale.

Cette valeur de la puissance surfacique est inférieure de 2 dB à la limite de -152 dB(W(m^2 · 4 kHz)) pour les faibles angles de site.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 5, 8 et 9.

TABLEAU I – *Caractéristiques techniques des transmissions espace vers Terre*

Puissance de l'émetteur dans une largeur de bande de 100 MHz (dBW)	+ 16
Gain d'antenne maximal (1) (dBi)	+ 6
Marge pour l'affaiblissement par étalement (2) vers l'horizon du satellite (altitude de l'orbite: 1000 km) (dB)	− 142
Facteur de conversion à la largeur de bande de 4 kHz (dB)	− 44
Facteur de distribution spectrale (3) (dB)	+ 10
Puissance surfacique maximale dans une bande de 4 kHz (dB(W/m^2·4 kHz))	− 154

(1) Diagramme modelé pour fournir une puissance surfacique constante dans le champ de vision du satellite.

(2) Défini comme étant le rapport de la p.i.r.e. dans la direction considérée, à la puissance par unité de surface (1 m^2) dans cette direction, à une distance spécifiée (3,7 × 10^6 m dans l'exemple donné).

(3) Défini comme étant le rapport de la puissance maximale dans une bande de 4 kHz à la moyenne des puissances dans toutes ces bandes. La valeur de 10 dB est admise comme le cas le plus défavorable pour provoquer des brouillages.

2.2 *Brouillage causé par les émissions des services fixe et mobile aux récepteurs de station terrienne et du service de recherche spatiale*

Le Tableau II ci-après donne les caractéristiques techniques typiques des stations terriennes dans le service de recherche spatiale.

TABLEAU II – *Réception par une station terrienne du service de recherche spatiale*

Puissance surfacique type en provenance du satellite dans une bande de 100 MHz (1) (dB(W/m^2))	− 120,0
Surface équivalente de l'antenne de réception (2) (dB)	+ 14,4
Marge pour les affaiblissements divers (dB)	− 2,0
Puissance à la réception, P_r (dBW)	− 107,6
Puissance de bruit à la réception, $kT_\delta B$ (dBW) (T_δ = 150 K, B = 100 MHz)	− 126,8
Rapport porteuse/bruit, C/N (dB)	+ 19,2

(1) Pour une p.i.r.e. de +22 dBW à la distance de 3700 km.

(2) Pour un réflecteur parabolique de 8 m de diamètre et de 55% de rendement.

Avec cette valeur pour C/N, on admet que la valeur maximale du brouillage tolérable, P_i, au récepteur de la station terrienne est inférieure de 6 dB à $kT_\delta B$, soit −132,8 dBW.

Le critère de partage pour ce trajet de brouillage résulte de l'application de la procédure de distance de coordination de façon à assurer un espacement suffisant entre les deux systèmes. L'affaiblissement de transmission de référence minimal admissible pour protéger le récepteur de la station terrienne est donné par l'expression:

$$L(1\%)^* = P_t + G_t - (P_i - G_r) \quad \text{dB} \qquad (1)$$

où

P_t : puissance de l'émetteur de Terre (dBW)

G_t : gain de l'antenne de la station de Terre dans la direction de la station terrienne (dBi)

* $L(1\%)$: valeur requise de l'affaiblissement de transmission de référence minimal admissible pouvant être dépassée, sauf pendant 1% du temps, sur le trajet de brouillage entre l'émetteur de la station de Terre et le récepteur de la station terrienne. La valeur 1% se déduit de la condition de probabilité de service du système, de la variation statistique de G_r dans le cas d'une station terrienne qui poursuit un satellite sur orbite inclinée à basse altitude, ainsi que du fait que la station terrienne ne serait pas active pendant 100% du temps. Pour $L(1\%)$, les contours de la distance de coordination n'ont pas encore été fixés.

G_r : gain de l'antenne de la station terrienne dans la direction de la station de Terre (dBi)

P_t : valeur maximale admissible du niveau de brouillage à l'entrée du récepteur de la station terrienne (dBW)

soit

$$L(1\%) = P_t + G_t + G_r + 132{,}8 \qquad \text{dB}$$

Etant donné que l'antenne de la station du service de recherche spatiale poursuit continuellement un engin spatial à basse altitude, la valeur de G_r est une fonction du temps. En admettant que l'angle de site minimal de fonctionnement est de 5°, la valeur maximale du gain dans la direction de n'importe quelle station de Terre serait approximativement 32 − 25 log (5°), soit 14,5 dB. L'Appendice 28 au Règlement des radiocommunications et le Rapport 382 indiquent pour G_r une valeur inférieure de 10 dB par rapport au niveau de gain maximal en direction de l'horizon, soit 4,5 dB.

On admet que G_t, le gain de l'antenne de la station terrestre dans la direction de la station terrienne, est de 47 dBi. En conséquence:

$$L(1\%) = 8 + 47 + 4{,}5 + 132{,}8 \qquad \text{dB}$$

ou

$$L(1\%) = 192{,}3 \qquad \text{dB}$$

3. Transmissions Terre vers espace du service de recherche spatiale

3.1 *Brouillage causé par les émissions des services fixe et mobile aux satellites de recherche spatiale*

Le Tableau III indique les caractéristiques techniques des stations terriennes et du satellite (ou des satellites) du service de recherche spatiale, pour un rapport porteuse/bruit C/N = 14 dB au récepteur du satellite. Avec cette valeur du rapport porteuse/bruit, on admet que le brouillage doit être maintenu à au moins 6 dB au-dessous de la puissance de bruit du récepteur, soit −121,5 dBW dans une bande large de 100 MHz.

D'une orbite située à 1000 km d'altitude, l'antenne du satellite (gain 6 dB, couverture du faisceau 70°) balayerait à la surface de la Terre une bande de 1200 km. Le niveau du brouillage subi par un seul émetteur, sur la base d'une p.i.r.e. de +55 dBW pour les services fixe et mobile, est calculé ci-après. Pour l'analyse du cas le plus défavorable, ce calcul suppose que le satellite se trouve dans le faisceau principal de l'antenne d'émission.

Cette puissance de brouillage à la réception est de 5 dB inférieure à la puissance calculée du bruit du récepteur. Il convient de noter qu'un satellite sur orbite proche du pôle à 1000 km d'altitude sera illuminé par le faisceau principal d'un seul émetteur du service fixe pendant moins de 0,008% du temps.

TABLEAU IIIa – *Caractéristiques techniques de la liaison Terre vers espace du service de recherche spatiale*

Puissance type de l'émetteur de la station terrienne (dBW)	8
Gain de l'antenne de la station terrienne (dBi)	55
Marge pour l'affaiblissement par étalement (dB)	−131
Gain de l'antenne du satellite (dBi)	6
Marge pour l'antenne du satellite (10 log (surface de l'antenne en m^2)) (dB)	− 39,5
Puissance de la porteuse à la réception (dBW)	−101,5
Puissance de bruit à la réception (dBW) (température de bruit 2000 K, largeur de bande 100 MHz)	−115,5
Rapport porteuse/bruit, C/N au satellite (dB)	14,0

TABLEAU IIIb – *Caractéristiques techniques de la station de Terre vis-à-vis du brouillage du satellite*

Puissance de l'émetteur de la station de Terre (dBW)	8
Gain d'antenne de la station de Terre (dBi)	47
Marge pour l'affaiblissement par étalement (dB)	– 142
Gain d'antenne du satellite (dBi)	6
Marge pour l'antenne du satellite (10 log (surface de l'antenne en m^2)) (dB)	– 39,5
Puissance de brouillage à la réception (dBW)	– 120,5

3.2 *Brouillage causé par les émissions d'une station terrienne du service de recherche spatiale aux récepteurs des services fixe et mobile*

Le critère de partage pour ce trajet de brouillage résulte de l'application de la procédure de distance de coordination de façon à assurer un espacement suffisant entre la station terrienne du service de recherche spatiale et les stations des services fixe et mobile. L'affaiblissement de transmission de référence minimal admissible pour protéger les systèmes fixe et mobile est calculé par l'expression:

$$L(0{,}01\%) = P_t + G_t - (P_i - G_r) + (B_T/B_E) \quad \text{dB} \qquad (2)$$

où:

P_t : puissance de l'émetteur de station terrienne (dBW)

G_t : gain de l'antenne de station terrienne dans la direction de la station de Terre (dBi)

G_r : gain de la station de Terre dans la direction de la station terrienne (dBi)

B_T : largeur de bande du récepteur du système de Terre (MHz)

B_E : largeur de bande de l'émission de la station terrienne (MHz)

P_i : valeur maximale admissible du niveau de brouillage à l'entrée du récepteur de la station de Terre (dBW)

Le Tableau IV ci-après donne les caractéristiques de systèmes de Terre types dans cette bande.

TABLEAU IV – *Caractéristiques techniques des systèmes fixes*

Puissance de l'émetteur (dBW)	8
Gain de l'antenne (dBi)	47
Largeur de bande (MHz)	20
Température de bruit du récepteur (K)	750
Puissance de bruit du récepteur (dBW)	– 126,8

Pour ce cas, on admet que le niveau de brouillage maximal à la station de Terre est de 10 dB au-dessous de la puissance de bruit du récepteur, soit par conséquent – 136,8 dBW; on a donc:

$$L(0{,}01\%) = 8 + 4{,}5 + 47 + 136{,}8 - 7 \quad \text{dB}$$

ou

$$L(0{,}01\%) = +189{,}3 \quad \text{dB}$$

et la distance de coordination nécessaire est calculée comme étant de 290 km pour un angle de site de la station terrienne égal à 5°, et en admettant qu'il n'y a pas d'écran de terrain et que les conditions de propagation sont celles de la zone A (propagation au-dessus de la Terre le long d'un arc de grand cercle). La valeur de 290 km a été déterminée d'après l'Appendice 28 au Règlement des radiocommunications.

4. Conclusions

Les contours des distances de coordination pour $L(1\%)$ restent à définir, mais il semble que le service de recherche spatiale (au voisinage de la Terre) espace vers Terre peut partager les fréquences au voisinage de 6 à 8 GHz avec les services fixe et mobile. Cela est possible à condition que les limites de puissance surfacique indiquées au § 2.1 soient imposées aux satellites de recherche spatiale et que l'on choisisse avec soin l'emplacement de la station terrienne du service de recherche spatiale. Ce sujet est porté à l'attention de la Commission d'études 5, dans le but d'étendre la portée du Rapport 724.

En ce qui concerne les émissions Terre vers espace dans cette portion du spectre, le partage est possible avec les systèmes fixe et mobile à condition de choisir avec soin l'emplacement de la station terrienne et d'accepter pour le satellite de recherche spatiale la possibilité de brouillage causé par une seule station du service fixe ou mobile jusqu'à 0,008% du temps.

RAPPORT 685-3

CRITÈRES DE PROTECTION ET CONSIDÉRATIONS RELATIVES AU PARTAGE DANS LE CAS DE LA RECHERCHE DANS L'ESPACE LOINTAIN

(Question 1/2; Programmes d'études 1C/2 et 1E/2)

(1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

Le présent Rapport traite du partage des bandes de fréquences entre les stations de recherche dans l'espace lointain et les stations d'autres services. On y spécifie les niveaux maximaux de brouillage admissibles pour les stations de recherche dans l'espace lointain. Ces critères de protection peuvent être utilisés dans les calculs de distance de coordination ou pour d'autres analyses. Les critères de protection sont ainsi applicables à l'étude des possibilités de partage dans le service de recherche spatiale. On y trouve aussi des considérations sur les risques de brouillage au détriment d'autres services et des conclusions quant aux possibilités de partage. Il n'y est pas question des futurs satellites relais qui seront utilisés dans le cadre des missions dans l'espace lointain.

Ce Rapport est fondé sur les spécifications et caractéristiques examinées dans le Rapport 536 et sur la sensibilité au brouillage des récepteurs utilisés pour la recherche dans l'espace lointain, comme l'indique l'Annexe I.

1.1 *Les brouillages et leurs conséquences*

La conséquence du brouillage qui dégrade le bon fonctionnement du récepteur d'une station terrienne ou d'une station spatiale peut être une réduction ou une interruption des possibilités de faire évoluer et de commander un engin spatial et de la possibilité de recevoir les données scientifiques et techniques envoyées par un engin spatial.

Le récepteur contient plusieurs boucles de synchronisation, servant chacune à verrouiller et à poursuivre une composante particulière du signal. Si un brouillage est assez intense, une ou plusieurs des boucles cesseront d'être verrouillées sur le signal utile. Un brouillage momentané peut avoir un tel effet et la reprise du verrouillage peut demander plusieurs minutes dans le cas des signaux les plus faibles. Or, pendant les périodes critiques qui se produisent au cours de la plupart des missions dans l'espace lointain, il est essentiel que certaines données scientifiques soient émises et reçues sans erreur ni interruption. La perte de verrouillage pendant une de ces périodes entraîne une perte de données irréparable. C'est pour cette raison que les conditions de protection contre les brouillages doivent être aussi strictes. Par opposition, les données que l'on a à transmettre dans certains autres services de radiocommunication restent souvent disponibles pour être retransmises.

1.2 *Largeur de bande des boucles*

Pour certains modes de fonctionnement, les largeurs de bande des boucles sont particulièrement étroites. C'est, par exemple, le cas de la boucle de poursuite de la porteuse dans le récepteur d'une station terrienne, dont la largeur de bande peut être de 1 Hz. On pourrait en conclure qu'il y a peu de chance pour qu'un signal brouilleur tombe justement dans cette bande, mais il faut se rappeler que la fréquence du signal utile subit un effet Doppler par suite de la rotation de la Terre. Par exemple, un signal à 8,4 GHz sera décalé de $\pm$ 11 kHz quand il est reçu pendant une durée de 24 h par une station terrienne située à 35° de latitude. Un signal brouilleur de fréquence fixe, situé n'importe où dans la bande décalée par effet Doppler du signal de l'engin spatial, semblera balayer la bande de la boucle de poursuite, d'où un risque de déverrouillage. De plus, il n'est pas nécessaire que le brouillage se produise exactement dans la largeur de bande de la boucle pour affecter cette dernière. Dès lors que le brouillage est proche de la bande de la boucle et qu'il est suffisamment puissant, une forte dégradation peut se produire. Un brouillage éloigné de la bande de la boucle peut aussi causer une dégradation par l'intermédiaire d'autres mécanismes, comme la saturation d'un maser.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4, 8, 9, 10 et 11.

1.3 *Mise au point et applications de critères de protection*

Dans la suite de ce Rapport, on établira des critères de protection. Ces critères sont fondés sur la fonction du récepteur qui est la plus sensible aux brouillages. Etant donné qu'on peut accorder les récepteurs dans toutes les bandes attribuées au service de recherche dans l'espace lointain, les critères de protection sont censés devoir s'appliquer n'importe où dans lesdites bandes. S'il n'en est pas ainsi, la liberté de choisir des fréquences pour de nouvelles missions sera compromise.

Dans les derniers paragraphes de ce Rapport, les critères de protection sont utilisés pour étudier les possibilités d'utiliser les bandes en partage.

2. Caractéristiques des stations terriennes de recherche dans l'espace lointain à prendre en considération pour le partage

2.1 *Intersections des orbites des satellites avec les faisceaux d'antenne des stations terriennes de recherche dans l'espace lointain*

La probabilité pour qu'un satellite se trouve dans le faisceau principal de l'antenne d'une station terrienne de recherche dans l'espace lointain influe fortement sur la possibilité de partage des bandes entre les liaisons en question.

On a analysé les statistiques sur le pointage des antennes des trois stations terriennes de recherche dans l'espace lointain du réseau des Etats-Unis d'Amérique (Rapport 536) pour tout un ensemble de missions dans l'espace lointain déjà effectuées ou en projet. On a constaté que le gain de l'antenne de la station terrienne dans la direction de l'orbite des satellites géostationnaires sera de 10 dBi ou plus pendant 20% du temps.

Les satellites non géostationnaires peuvent traverser chaque jour un ou plusieurs faisceaux de poursuite dans l'espace lointain. Des renseignements sur la visibilité et les durées de séjour dans le faisceau pour les satellites sur orbite basse sont donnés dans le Rapport 684.

2.2 *Vulnérabilité des récepteurs des stations terriennes de recherche dans l'espace lointain à l'égard du brouillage*

La sensibilité au brouillage des récepteurs de station terrienne est étudiée dans l'Annexe I. Il existe quatre sous-ensembles sensibles aux brouillages: le préamplificateur maser, la boucle de poursuite de la porteuse, le sous-système de télémesure et le sous-système de télémétrie. L'Annexe I examine les effets du brouillage par des signaux en ondes entretenues et du brouillage à caractère de bruit sur ces quatre sous-ensembles.

2.3 *Critères de protection et dégradation de la qualité*

Pour assurer le bon fonctionnement de l'ensemble du système de réception, chacun des quatre sous-systèmes doit être protégé contre les brouillages. Un critère de protection spécifie la puissance de brouillage qui entraînera une dégradation maximale acceptable de la qualité. La dégradation maximale acceptable pour chacun des sous-systèmes est indiquée dans le Tableau I.

TABLEAU I – *Dégradation maximale acceptable des sous-systèmes de réception*

Sous-système de réception	Dégradation maximale acceptable
Préamplificateur maser	Compression de gain de 1,0 dB
Poursuite de la porteuse	10° d'erreur de phase statique ou gigue de phase de crête sur la boucle
Télémesure	Réduction équivalente de 1,0 dB du rapport énergie par symbole/densité spectrale de bruit (E/N_0 = 1,0 dB)
Télémétrie	Réduction équivalente de 1,0 dB du rapport signal de télémétrie/bruit (E/N_0 = 1,0 dB)

Le gain d'un amplificateur maser est réduit en fonction de la puissance d'entrée de signaux ou de brouillages très intenses. Cette compression de gain aboutit à un fonctionnement non linéaire. Un brouillage intense peut donc produire des effets non linéaires sur le signal utile, y compris la génération de signaux parasites. On considère que la compression de gain maximale acceptable est de 1 dB. L'utilisation de la compression de gain en tant que mesure des effets non linéaires est conforme à la pratique courante.

La réponse de la boucle de poursuite de la porteuse à un brouillage est une augmentation de l'erreur et de la gigue de phase. (Un très fort brouillage peut causer une perte de verrouillage.) On considère que la dégradation maximale acceptable est une augmentation de 10° de l'erreur de phase statique ou une augmentation de 10° de la crête de la gigue de phase.

La dégradation du taux d'erreur binaire de télémesure et de la précision de télémétrie à la suite d'un brouillage peut être exprimée en termes de réduction correspondante du rapport signal/bruit. La dégradation maximale acceptable pour le sous-système de télémesure correspond à une réduction de 1 dB du rapport énergie par symbole/densité spectrale de bruit. La réduction de ce rapport s'applique à la fois à la télémesure codée et à la télémesure non codée. Pour le sous-système de télémétrie, la dégradation acceptable correspond à une réduction de 1 dB du rapport signal de télémétrie/bruit.

Le brouillage maximal admissible pour chaque sous-ensemble du récepteur est calculé en fonction de la dégradation admissible maximale correspondante. Le critère de protection pour l'ensemble du récepteur est le brouillage maximal admissible pour le sous-ensemble le plus vulnérable.

2.4 *Calcul du brouillage admissible*

L'Annexe I présente les données qui décrivent la sensibilité des quatre sous-ensembles du récepteur aux brouillages par signaux à ondes entretenues ou à caractère de bruit. On peut déterminer le brouillage maximal admissible en utilisant les critères énoncés au Tableau I.

2.4.1 *Préamplificateur maser*

Le Tableau II montre la puissance de brouillage qui produit une compression de gain de 1 dB dans le préamplificateur maser.

TABLEAU II – *Puissance de brouillage maximale admissible pour une compression de gain de 1 dB dans le préamplificateur maser*

Type de brouillage	Origine des données	Brouillage maximal
Onde entretenue	Fig. 6	–114 dBW
Bruit (largeur de bande 40 MHz)	Fig. 6	–190 dB(W/Hz)

2.4.2 *Sous-ensembles poursuite de la porteuse, télémesure et télémétrie*

2.4.2.1 *Rapports de brouillage pour la poursuite de la porteuse, la télémesure et la télémétrie*

Le Tableau III montre le rapport brouillage/porteuse (I/C), le rapport brouillage/signal (I/S) ou le rapport brouillage/bruit (I/N) qui correspondent à la dégradation admissible des sous-ensembles poursuite de la porteuse, télémesure et télémétrie. Ces rapports sont obtenus ainsi:

Pour le brouillage par signaux à ondes entretenues, le rapport de brouillage admissible pour chaque sous-ensemble se déduit directement des courbes figurant à l'Annexe I.

Pour le brouillage à caractère de bruit causé au circuit de poursuite de la porteuse, la Fig. 12 montre qu'une réduction de 10 dB (point type d'exploitation minimal) à 5,7 dB du rapport signal/bruit se traduit par 10° supplémentaires de gigue de phase. Le rapport I/N correspondant est donné par la relation:

$$I/N = 10 \log \left(\frac{10^{(CM_0/10)}}{10^{(CM_I/10)}} - 1 \right) \quad \text{dB} \qquad (1)$$

où:

I/N: rapport brouillage/bruit

CM_0: marge (dB) de la porteuse sans brouillage

CM_I: marge (dB) de la porteuse avec brouillage

Pour le brouillage à caractère de bruit causé aux sous-ensembles de télémesure et de télémétrie, le rapport brouillage/bruit est donné par la formule:

$$I/N = 10 \log \left(10^{(E/N_0)/10} - 1\right) \quad \text{dB} \qquad (2)$$

où:

I/N: rapport densité spectrale de bruit de brouillage/densité spectrale de bruit du récepteur;

E/N_0: critère donné au Tableau I et qui est la réduction du rapport énergie par symbole/densité spectrale de bruit ou du rapport signal/bruit.

TABLEAU III – *I/C, I/S ou I/N maximal admissible pour les brouillages par onde entretenue ou à caractère de bruit*

Sous-ensemble (critère)	Type de brouillage	Origine des données	Rapport de brouillage maximal
Poursuite de la porteuse (10° de plus de crête de gigue de phase)	Onde entretenue Bruit	Fig. 7 Fig. 12 et calcul	$I/C = -15$ dB $I/N = +2{,}3$ dB
Télémesure (E/N_0 de 1 dB dû au brouillage dans le circuit de poursuite de la porteuse)	Onde entretenue	Fig. 9	$I/C = -1{,}5$ dB
Télémesure (E/N_0 de 1 dB dû au brouillage dans la largeur de bande de détection de télémesure)	Onde entretenue Bruit	Fig. 8 Calculé	$I/S = -11$ dB $I/N = -5{,}9$ dB
Télémétrie (E/N_0 de 1 dB dû au brouillage dans le circuit de poursuite de la porteuse)	Onde entretenue	Fig. 10	$I/C = -5$ dB
Télémétrie (E/N_0 de 1 dB dû au brouillage dans la largeur de bande de l'évaluateur de distance)	Onde entretenue Bruit	Fig. 11 Calculé	$I/S = -7{,}1$ dB $I/N = -5{,}9$ dB

2.4.2.2 *Brouillage maximal admissible pour la poursuite de la porteuse, la télémesure et la télémétrie*

S'agissant du brouillage par ondes entretenues, le brouillage maximal admissible dépend de I/C (I/S) et du niveau minimal (du signal) de la porteuse déterminé par le point de fonctionnement nominal du récepteur. Dans l'hypothèse où les signaux de la porteuse, de télémesure et de télémétrie ont une puissance identique, le Tableau III montre que le brouillage maximal admissible par ondes entretenues est conditionné par la boucle de poursuite de la porteuse, parce qu'elle exige le plus faible I/C.

Pour la poursuite de la porteuse, le rapport minimal porteuse/bruit est de 10 dB. La puissance admissible correspondante du brouillage à caractère de bruit est donnée par la formule:

$$P_I = N_0 + 10 \log B + 10 + I/C \qquad (3)$$

où:

P_I: puissance de brouillage maximale admissible pour la poursuite de la porteuse (dBW)

N_0: densité spectrale du bruit du récepteur, donnée au Tableau IV (dB(W/Hz))

B: largeur de bande de la boucle de poursuite de la porteuse (supposée être 1 Hz) (Hz)

I/C: rapport brouillage/porteuse donné au Tableau III (dB)

La P_I qui en résulte est $-220{,}9$ dBW pour la bande des 8,4 GHz, comme indiqué au Tableau IV. Des valeurs sont également indiquées pour d'autres bandes attribuées à la recherche dans l'espace lointain.

TABLEAU IV – *Puissance de brouillage maximale admissible pour les récepteurs de stations terriennes*

Bande (GHz)	Densité spectrale de bruit du récepteur (dB(W/Hz))	Puissance maximale du brouillage par onde entretenue (dBW)	Densité spectrale de puissance maximale pour le brouillage à caractère de bruit (dB(W/Hz))
2,3	−216,6	−221,6	−222,5
8,4	−215,0	−220,0	−220,9
13,0	−214,6	−219,6	−220,5
32,0	−211,4	−216,4	−217,3

Le Tableau III montre que le brouillage à caractère de bruit maximal admissible dépend des sous-ensembles télémesure et télémétrie, du fait qu'ils exigent le plus faible I/N. Le Tableau IV montre la densité de puissance spectrale maximale admissible correspondante pour ce type de brouillage.

2.5 *Critères de protection pour les récepteurs des stations terriennes de recherche dans l'espace lointain*

Le Tableau V indique le brouillage maximal qui n'entraîne pas une dégradation supérieure à la dégradation admissible de la qualité de fonctionnement des récepteurs de station terrienne. Ces valeurs sont les critères de protection pour les récepteurs de station terrienne de recherche dans l'espace lointain. Ce tableau montre aussi la puissance spectrale surfacique correspondant à l'ouverture d'une antenne de 70 m.

TABLEAU V – *Protection contre le brouillage pour les récepteurs de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain*

Fréquence (GHz)	Densité spectrale de puissance de brouillage maximale admissible (dB(W/Hz))	Densité spectrale de puissance surfacique de brouillage maximale admissible (dB(W/m^2.Hz))
2,3	-222,5	-257,0
8,4	-220,9	-255,1
13,0	-220,5	-254,3
32,0	-217,3	-249,3

Pour protéger les récepteurs de station terrienne, la densité spectrale de puissance du brouillage à caractère de bruit, ou la puissance totale du brouillage par signaux à ondes entretenues ne doit pas être supérieure à la valeur indiquée au Tableau V pour une période globale de 5 min au cours d'une journée quelconque (on considère généralement que 5 min par jour représentent 0,001% du temps).

3. Caractéristiques des stations spatiales de recherche dans l'espace lointain et critères de protection à prendre en considération pour le partage

Les récepteurs des stations spatiales et ceux des stations terriennes pour la recherche dans l'espace lointain fonctionnent selon un principe semblable, le récepteur d'une station spatiale ne comprenant toutefois pas de maser. Les stations spatiales sont donc exposées aux brouillages de la même manière que les stations terriennes.

Pour la protection des récepteurs des stations spatiales de recherche dans l'espace lointain, le critère appliqué est que la puissance de brouillage ne doit pas être supérieure à la puissance de bruit du récepteur. Par rapport aux critères applicables aux stations terriennes de recherche dans l'espace lointain, cette exigence est moins rigoureuse, ce qui s'explique par les marges de performances généralement plus larges sur le trajet Terre vers espace. Pour la protection des stations spatiales, la densité spectrale de puissance des signaux de brouillage à large spectre, ou la puissance totale des signaux de brouillage en ondes entretenues, dans toute bande de 20 Hz, ne devrait pas dépasser la valeur donnée au Tableau VI pour une durée globale de 5 min par jour. Les 20 Hz dont il s'agit sont la largeur de bande de la boucle de poursuite de la porteuse du répéteur de l'engin spatial fonctionnant au niveau de seuil du signal. Les valeurs de la température de bruit indiquées dans le Tableau VI sont des estimations valables pour des systèmes pratiques actuels qui pourraient être utilisés dans l'espace lointain.

Les considérations relatives à la puissance de l'émetteur de la station spatiale figurent dans une section ultérieure.

TABLEAU VI – *Protection contre le brouillage pour les récepteurs dans l'espace lointain*

Fréquence (GHz)	Température de bruit du récepteur (K)	Densité spectrale de puissance de brouillage maximale admissible (dB(W/20 Hz))
2,1	200	-192,6
7,2	330	-190,4
17,0	910	-186,0
34,5	2 000	-182,6

4. Partage des fréquences: bandes Terre vers espace

Dans le Tableau VII et les paragraphes suivants, on étudie la possibilité de brouillage dans les bandes Terre vers espace attribuées au service de recherche dans l'espace lointain.

TABLEAU VII – *Risque de brouillage dans les bandes Terre vers espace*

Source	Récepteur
Station terrienne de recherche dans l'espace lointain	Station de Terre ou terrienne
Station terrienne de recherche dans l'espace lointain	Satellite à proximité de la Terre
Station de Terre ou terrienne	Station spatiale de recherche dans l'espace lointain
Satellite à proximité de la Terre	Station spatiale de recherche dans l'espace lointain

4.1 *Risque de brouillage des récepteurs de stations de Terre ou terriennes par des émetteurs de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain*

Aux Etats-Unis d'Amérique, la puissance totale maximale des stations terriennes de recherche dans l'espace lointain est normalement de 50 dBW. Pour un angle de site minimal typique de 10°, la p.i.r.e. en direction de l'horizon ne dépasse pas 57 dB(W/4 kHz), si l'on se fonde sur le diagramme de rayonnement de référence donné dans la Recommandation 509 pour une antenne de station terrienne. Si un engin spatial se trouve dans une situation critique, la puissance maximale peut être portée à 56 dBW, ce qui correspond à un maximum de 63 dB(W/4 kHz) à l'horizon. Ces valeurs de la p.i.r.e. satisfont aux limites indiquées dans le numéro 2540 du Règlement des radiocommunications.

Les stations d'aéronef en visibilité directe d'une station terrienne de recherche dans l'espace lointain peuvent recevoir les valeurs de puissance surfacique totale indiquées à la Fig. 1. Pour un aéronef volant à 12 km d'altitude, la distance maximale de visibilité directe jusqu'à une station terrienne est de 391 km et la puissance surfacique totale à l'endroit où se trouve l'aéronef ne peut donc jamais être inférieure à -83 dB(W/m^2), si l'on se fonde, ici également, sur le diagramme d'antenne de la Recommandation 509. Pour d'autres distances et pour d'autres directions de pointage de l'antenne de la station terrienne, la station d'aéronef pourra recevoir une puissance surfacique et subir des niveaux de brouillage beaucoup plus élevés. Une coordination avec les stations d'aéronef n'est généralement pas possible en pratique.

Les phénomènes de superréfraction, de guidage et de diffusion par les précipitations peuvent faire que les signaux émis par des émetteurs de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain sont transmis jusqu'à des récepteurs de Terre et d'autres stations terriennes. Sauf dans le cas des récepteurs de Terre installés à bord d'aéronefs, généralement la coordination dans de telles conditions est en pratique possible. Pour le brouillage par des émetteurs d'aéronefs, voir le § 5.3 et pour les considérations relatives à la coordination, voir le § 6.

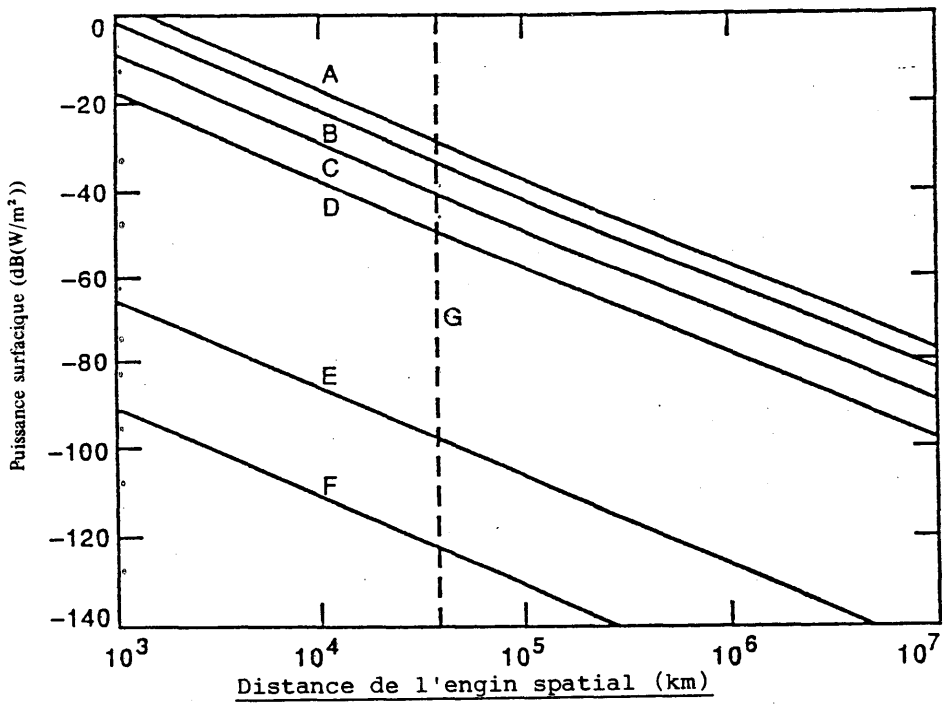


FIGURE 1

Puissance surfacique en fonction de la distance par rapport à la station terrienne

Emetteur: Station terrienne de l'espace lointain: 100 kW
Diamètre d'antenne: 70 m

A: Lobe principal, 34,5 GHz

B: Lobe principal, 17 GHz

C: Lobe principal, 7 170 MHz

D: Lobe principal, 2 105 MHz

E: 5° par rapport à l'axe principal (14,5 dBi, Recommandation 509)

F: > 48° par rapport à l'axe principal (gain: -10 dBi, Recommandation 509)

G: Altitude de l'orbite des satellites géostationnaires: 35 800 km

4.2 *Risque de brouillage des récepteurs des satellites par les émetteurs de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain*

Les satellites qui entrent dans le faisceau d'une station terrienne de recherche dans l'espace lointain reçoivent les puissances surfaciques dont les valeurs sont indiquées à la Fig. 1. Lorsque la station terrienne poursuit un engin spatial dont la direction est telle que le faisceau de l'antenne coupe l'orbite des satellites géostationnaires, la puissance surfacique en ce point de l'orbite variera en fonction du temps selon la courbe de la Fig. 2. Ainsi, la puissance surfacique totale sera par exemple de -95 dB(W/m^2) ou plus pendant 32 min. Les données de la figure reposent sur l'hypothèse suivante: émetteur d'une puissance de 50 dBW, antenne de 70 m et diagramme de rayonnement de référence de la Recommandation 509 pour l'antenne de la station terrienne. Une observation importante est que la puissance surfacique minimale sur l'orbite des satellites géostationnaires, en visibilité directe d'une station terrienne de recherche dans l'espace lointain, est d'au moins -122 dB(W/m^2), quelle que soit la direction de pointage de l'antenne.

La durée et l'intensité des signaux émis par les stations terriennes, qui peuvent brouiller des satellites non géostationnaires, dépendent des orbites de ces satellites et des conditions de la poursuite dans l'espace lointain au moment considéré.

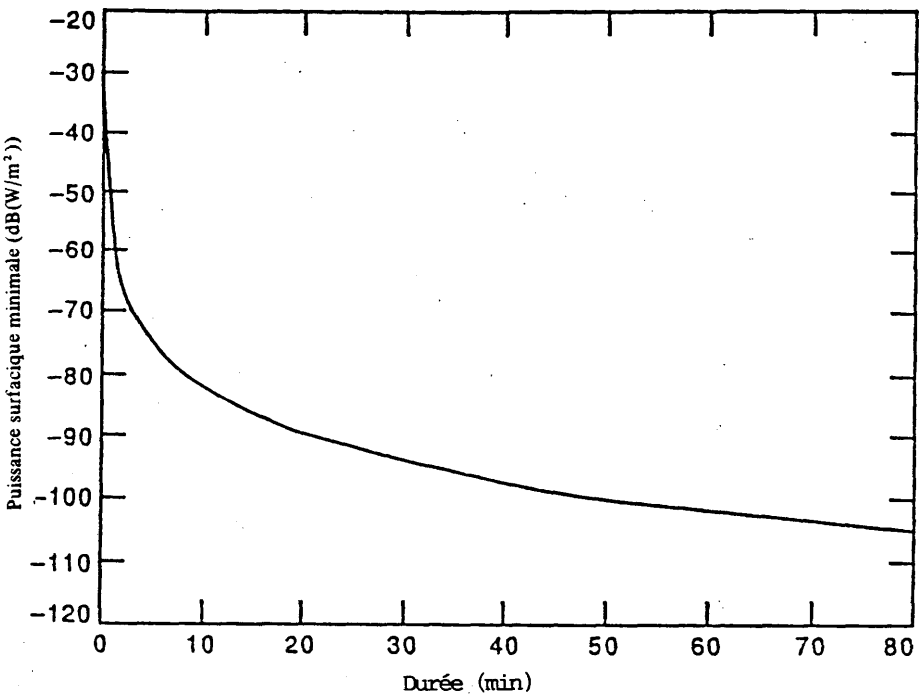


FIGURE 2

Durée pendant laquelle la puissance surfacique peut, en un point de l'orbite des satellites géostationnaires, dépasser une valeur minimale

Emetteur: Station terrienne de l'espace lointain: 100 kW
antenne d'un diamètre de 70 m, 34,5 GHz

4.3 *Risque de brouillage des récepteurs des stations spatiales de recherche dans l'espace lointain par des émetteurs de stations de Terre ou terriennes*

Les émetteurs de stations de Terre ou terriennes situés en visibilité directe d'une station spatiale de recherche dans l'espace lointain sont des sources potentielles de brouillage. La Fig. 3 indique la distance de la station spatiale à laquelle la densité de puissance brouilleuse d'un émetteur de Terre est égale à la densité de puissance de bruit du récepteur. Ainsi, une station transhorizon ayant une p.i.r.e. de 93 dB(W/10 kHz) dans la bande des 2,1 GHz pourrait brouiller un récepteur de station spatiale à des distances allant jusqu'à 4,1 $\times$ 10^9 km (pour une température de bruit de 600 K et une antenne de l'engin spatial de 3,7 m). Le fait qu'un brouillage soit possible à des distances aussi grandes pose des problèmes pour les missions spatiales dans des régions aussi lointaines que la planète Uranus. Les stations ayant une p.i.r.e. plus faible, ou dont les antennes ne sont pas contenues dans le plan de l'écliptique, présentent moins de risques en tant que sources de brouillage.

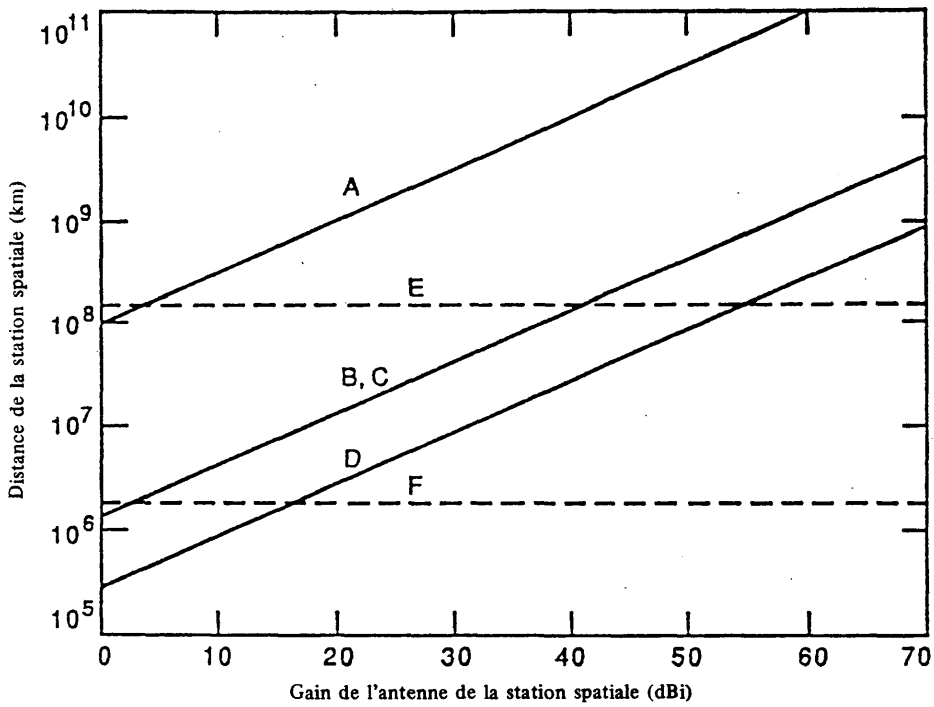


FIGURE 3

Distance d'un engin spatial par rapport à un émetteur de Terre, pour laquelle la puissance du signal brouilleur est égale à la puissance du bruit du récepteur

A: Emetteur transhorizon: 2 115 MHz, p.i.r.e.: 93 dB(W/10 kHz); puissance de bruit du récepteur: -191 dB(W/20 Hz)

B: Emetteur de radiolocalisation: 34,5 GHz, p.i.r.e.: 48,8 dB(W/Hz); puissance du bruit du récepteur: -182,6 dB(W/20 Hz)

C: Emetteur de radiolocalisation: 17 GHz, p.i.r.e.: 40,9 dB(W/Hz); puissance de bruit du récepteur: -186 dB(W/20Hz)

D: Emetteur de faisceaux hertziens: 7 170 MHz, p.i.r.e.: 55 dB(W/10 kHz); puissance de bruit du récepteur: -189 dB(W/20 kHz)

E: 1 AU: $1,5 \times 10^{8}$ km

F: Limite intérieure de l'espace lointain: 2×10^{6} km

4.4 *Risque de brouillage des récepteurs de stations dans l'espace lointain par des émetteurs de satellites évoluant dans l'espace proche*

Les antennes de ces satellites sont généralement pointées vers la Terre ou vers d'autres satellites. Les récepteurs de stations spatiales de recherche dans l'espace lointain peuvent être brouillés pendant les brèves périodes où l'antenne est orientée de manière à permettre le couplage du faisceau principal. Les signaux des satellites tels qu'ils seront reçus par les stations spatiales dans l'espace lointain seront habituellement plus faibles que ceux reçus en provenance des stations terriennes.

5. Partage des fréquences: bandes espace vers Terre *

Dans le Tableau VIII et les paragraphes suivants, on étudie la possibilité de brouillage dans les bandes espace vers Terre attribuées au service de recherche dans l'espace lointain.

* Le Rapport 688 (Genève, 1982) étudie les possibilités de partage des fréquences entre satellites de recherche spatiale sur orbites à grande excentricité et des stations terriennes de recherche dans l'espace lointain. L'analyse présentée dans ce Rapport a été établie pour la bande 2290-2300 MHz. Ce Rapport a été adopté en 1978. En 1979, la bande 2290-2300 MHz a été limitée à la recherche dans l'espace lointain. Le Rapport 688 n'est donc plus directement applicable au partage dans cette bande, mais l'analyse qu'il contient reste intéressante.

TABLEAU VIII – *Risque de brouillage dans les bandes espace vers Terre*

Source	Récepteur
Station de recherche dans l'espace lointain	Station terrienne ou de Terre
Station de recherche dans l'espace lointain	Satellite à proximité de la Terre
Station terrienne ou de Terre	Station terrienne de recherche dans l'espace lointain
Satellite à proximité de la Terre	Station terrienne de recherche dans l'espace lointain

5.1 *Risque de brouillage des récepteurs de stations de Terre ou terriennes par les émetteurs de stations spatiales de recherche dans l'espace lointain*

La Fig. 4 indique la puissance surfacique au sol produite par des stations spatiales de recherche dans l'espace lointain ayant les caractéristiques indiquées dans le Rapport 536. Ces stations utilisent normalement des antennes à large faisceau et à faible gain tant qu'elles sont à proximité de la Terre; six heures au plus après le lancement, elles sont habituellement à une distance suffisante pour que la puissance surfacique au sol soit inférieure à la valeur maximale admise par le Règlement des radiocommunications pour la protection des faisceaux hertziens à visibilité directe. C'est ainsi que l'engin spatial Voyager a utilisé ——— l'antenne à faible gain jusqu'à une distance de $4{,}2 \times 10^7$ km de la Terre. A ce moment, la puissance surfacique était de -198 dB(W/m^2) pour 4 kHz après commutation sur l'antenne à gain élevé.

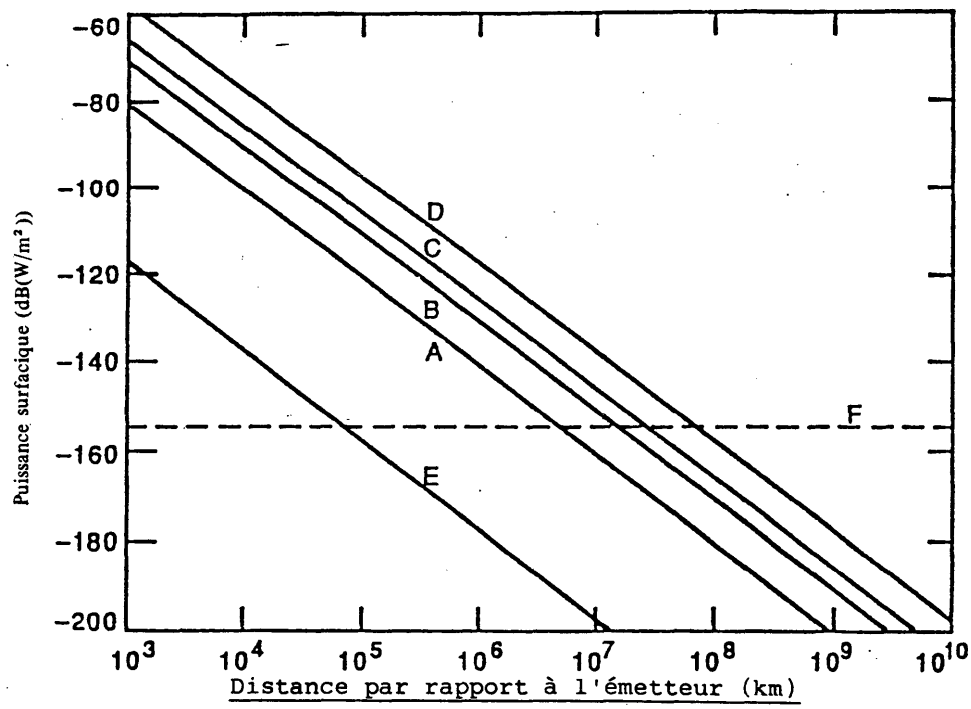


FIGURE 4

Puissance surfacique à la surface de la Terre en fonction de la distance de l'engin spatial

A: Emetteur: 13 dBW, gain d'antenne: 37 dBi, 2 115 MHz

B: Emetteur: 13 dBW, gain d'antenne: 48 dBi, 8 425 MHz

C: Emetteur: 13 dBW, gain d'antenne: 52 dBi, 13 GHz

D: Emetteur: 13 dBW, gain d'antenne: 60 dBi, 32 GHz

E: Emetteur: 13 dBW, gain d'antenne: 0 dBi

F: Puissance surfacique: -154 dB(W/m^2), RR 2557

Lorsque la station spatiale émettrice utilise une antenne directive à gain élevé, il y a un risque de brouillage pour les récepteurs de Terre à grande sensibilité, si les antennes de ces récepteurs sont orientées de manière à permettre le couplage du faisceau principal. Une station spatiale fonctionnant à 2,3 GHz avec une p.i.r.e. de 51 dBW, à une distance de 5×10^8 km, pourrait soumettre un récepteur transhorizon (antenne de 27 m, faisceau principal) à un signal brouilleur de -168 dBW. La durée de ce brouillage serait de l'ordre de quelques minutes une fois par jour, du fait de la rotation de la Terre.

5.2 *Risque de brouillage des récepteurs de satellites évoluant dans l'espace proche par les émetteurs de stations spatiales de recherche dans l'espace lointain*

Les caractéristiques de ce brouillage sont les mêmes que dans le cas station spatiale-récepteur de Terre (§ 5.1), sauf en ce qui concerne la géométrie du trajet. Un brouillage occasionnel de courte durée peut se produire lorsque cette géométrie varie.

5.3 *Risque de brouillage des récepteurs de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain par des émetteurs de stations de Terre ou terriennes*

Les récepteurs de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain peuvent être brouillés par des stations terriennes ou de Terre par transmission en visibilité directe ou par diffusion troposphérique ou diffusion par les précipitations. (Voir le § 6 pour les considérations relatives à la coordination.)

En particulier, les services utilisant des émetteurs à grande puissance et des antennes à gain élevé sont des sources potentielles de brouillage. Les émetteurs des stations terriennes sont des sources de brouillage moins probables; la probabilité dépend de la p.i.r.e. en direction de la station terrienne de recherche dans l'espace lointain. Des mesures de coordination devraient permettre d'obtenir une protection suffisante à l'égard des stations de faisceaux hertziens.

Les émetteurs d'aéronefs situés en visibilité directe d'une station terrienne de recherche dans l'espace lointain peuvent causer un brouillage de grande intensité. A la distance maximale de visibilité directe dans une direction quelconque (391 km pour un aéronef volant à 12 km d'altitude), une p.i.r.e. de -26 dB(W/Hz) (par exemple 10 dB(W/4 kHz), antenne de 0 dBi) dépassera la limite de brouillage de la station terrienne d'au moins la valeur indiquée au Tableau IX, si l'on se fonde sur le diagramme de référence d'une station terrienne.

Les émetteurs de radionavigation installés à bord d'aéronefs pouvant fonctionner dans la région des 32 GHz constituent un exemple particulier de sources possibles de brouillage préjudiciable causé à des récepteurs de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain. Cette catégorie d'émetteurs présente une grande variété de caractéristiques: puissance de sortie; signaux en ondes entretenues, modulation par impulsions ou modulation de fréquence linéaire; antennes fixes ou à balayage à faisceaux étroits ou larges. La probabilité et l'intensité du brouillage d'un émetteur donné peuvent être déterminées cas par cas, mais cela n'entre pas dans le cadre du présent Rapport. Toutefois, on constate habituellement que si un émetteur de radionavigation installé à bord d'un aéronef est situé en visibilité directe du récepteur d'une station terrienne, le niveau de brouillage maximal admissible peut être dépassé pendant une durée suffisamment longue pour provoquer une dégradation ou une interruption du service.

Une coordination avec les stations d'aéronef n'est généralement pas possible en pratique.

TABLEAU IX – *Brouillage causé par un émetteur d'aéronef hypothétique*

Fréquence (GHz)	Densité spectrale de puissance de brouillage maximale admissible (dB(W/Hz)	Valeur de dépassement de la puissance de brouillage maximale admissible par le signal brouilleur de l'aéronef (1) (dB)
2,3	-222,5	35,0
8,4	-220,9	22,1
13,0	-220,5	17,9
32,0	-217,3	6,9

(1) Différence entre le signal brouilleur de l'aéronef et la limite de brouillage de la station terrienne de recherche dans l'espace lointain.

5.4 *Risque de brouillage des récepteurs de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain par les émetteurs de satellites évoluant dans l'espace proche*

Le Rapport 688 (Genève, 1982) étudie le risque de brouillage dans la bande 2290-2300 MHz dû à ———————— des satellites évoluant sur des orbites très excentriques. Dans ce Rapport, on conclut que le partage n'est pas possible en pratique. Cette conclusion est également valable pour les satellites évoluant sur des orbites circulaires à faible excentricité.

5.4.1 Satellites émettant vers un satellite relais géostationnaire

Le Tableau X analyse une situation dans laquelle une liaison entre un engin spatial utilisateur et un satellite relais de données (SRD) frôle la surface de la Terre à proximité de l'emplacement d'une station terrienne de recherche dans l'espace lointain. On suppose que le faisceau principal de l'antenne de la station terrienne est dirigé vers le satellite utilisateur. Une marge de brouillage négative signifie que le critère de protection du récepteur de la station terrienne n'a pas été respecté.

Pour réduire à zéro la marge négative de brouillage représentée dans le Tableau, le satellite utilisateur du SRD doit se tenir à une distance d'au moins 1,7° de l'axe du faisceau principal de l'antenne de la station terrienne. Si cette station poursuit chaque jour un engin spatial donné dans l'espace lointain et si le satellite utilisateur du SRD coupe le faisceau de l'antenne de la station terrienne à un moment précis d'un jour donné, le satellite coupe alors le faisceau à moins de 1,7° de son axe et à une fréquence comprise entre une fois tous les 12 jours et une fois par jour. Cette fréquence dépend de la période de l'orbite du satellite. Par exemple, un satellite dont la période d'orbite est de 84 minutes peut produire tous les 7 jours une marge de brouillage négative pendant une période dont la durée peut aller jusqu'à 0,8 minute.

Si, dans certains services radioélectriques, une durée de brouillage inférieure à une minute n'a que peu d'importance, cette durée peut provoquer dans le service de recherche spatiale une perte de données scientifiques irremplaçables, et ce, pendant plusieurs minutes. (Voir le § 1.1).

L'analyse présentée ci-dessus est prudente car elle envisage seulement le cas d'un satellite utilisateur unique et d'une seule station terrienne de recherche dans l'espace lointain. Un nombre plus important de satellites augmenterait la probabilité de brouillage. On peut en conclure que le partage des bandes entre le service de recherche dans l'espace lointain et les liaisons qui relient des engins spatiaux et des satellites relais géostationnaires n'est pas faisable.

TABLEAU X

Brouillage dû à une liaison entre un satellite utilisateur de SRD et une station terrienne de recherche dans l'espace lointain

Altitude du satellite	500,0	1000,0	km
Puissance de l'émetteur	10,0	10,0	dBW
Conversion de la largeur de bande (MDPQ à 300 Mbit/s)	- 84,8	- 84,8	dB/Hz
Gain de l'antenne d'émission	52,0	52,0	dBi
Réduction du gain en dehors de l'axe	- 39,3	- 32,3	dB
Affaiblissement sur le trajet (32,1 GHz)	-184,7	-190,2	dB
Gain d'antenne d'une station terrienne	83,6	83,6	dBi
Brouillage reçu	-163,2	-161,7	dBW/Hz
Critère de brouillage préjudiciable	-217,3	-217,3	dBW/Hz
Marge de brouillage	- 54,1	- 55,6	dB

6. Discussion

Du fait de la p.i.r.e. très élevée et de l'extrême sensibilité des stations terriennes correspondant avec l'espace lointain, les zones de coordination ont habituellement des dimensions exceptionnelles.

Le partage avec des stations en visibilité directe de stations terriennes de recherche dans l'espace lointain n'est pas faisable. Les stations situées en visibilité directe causeront en effet un brouillage excessif aux récepteurs des stations terriennes de recherche dans l'espace lointain, à moins qu'elles ne s'exposent à un brouillage excessif de la part des émetteurs desdites stations. Les stations du service mobile aéronautique et les satellites à proximité de la Terre se trouvent souvent en visibilité directe des stations terriennes de recherche dans l'espace lointain.

Le partage des bandes Terre vers espace attribuées à la recherche dans l'espace lointain avec des stations utilisant une p.i.r.e. moyenne élevée n'est pas faisable en raison du risque de causer un brouillage aux stations de recherche dans l'espace lointain. On considère actuellement que les stations dont une p.i.r.e. est inférieure d'au moins 30 dB à celle appliquée ou prévue pour les stations terriennes de recherche spatiale ne posent pas de problème important. D'après les données contenues dans le Rapport 536, cela implique une p.i.r.e. moyenne égale ou inférieure à 81 dBW à 2 GHz, et 84 dBW à 7 GHz. On ne connaît pas encore la p.i.r.e. de la station terrienne de recherche dans l'espace lointain pour d'autres fréquences.

7. Conclusions

Les critères et considérations exposés dans le présent Rapport permettent de tirer les conclusions suivantes:

7.1 *Partage des bandes Terre vers espace*

Sous réserve de coordination, le service de recherche dans l'espace lointain peut partager des bandes «Terre vers espace» avec des stations d'autres services, à l'exception toutefois:

- des stations mobiles aéronautiques de réception, des stations de réception de satellite ainsi que des satellites avec détecteurs à hyperfréquences, lorsque ces stations ou ces satellites sont susceptibles de se trouver en visibilité directe,
- des stations mobiles de réception qui peuvent se trouver en deçà de la distance de séparation requise pour la protection contre les brouillages,
- des stations d'émission de Terre utilisant une p.i.r.e. moyenne supérieure à 81 dBW dans la région des 2 GHz et 84 dBW dans la région des 7 GHz.

7.2 *Partage des bandes espace vers Terre*

Sous réserve de coordination, le service de recherche dans l'espace lointain peut partager des bandes «espace vers Terre» avec des stations d'autres services, à l'exception toutefois:

- du service de radioastronomie,
- des stations mobiles aéronautiques d'émission, des stations d'émission de satellite et des satellites à détecteurs actifs à hyperfréquences, lorsque ces stations ou ces satellites sont susceptibles de se trouver en visibilité directe,
- des stations mobiles d'émission qui peuvent se trouver en deçà de la distance de séparation requise pour la protection contre les brouillages.

ANNEXE I

SENSIBILITÉ AU BROUILLAGE DES SYSTÈMES DE RÉCEPTION POUR LA RECHERCHE DANS L'ESPACE LOINTAIN

1. Introduction

La présente Annexe contient des renseignements sur la sensibilité au brouillage des systèmes de réception utilisés pour les télécommunications associées à la recherche dans l'espace lointain. Deux catégories de brouillage sont considérées: le brouillage du type à onde entretenue et le brouillage à caractère de bruit. Les systèmes de réception particuliers qui ont été analysés sont ceux du deep space network (DSN) exploité par les Etats-Unis d'Amérique [Yuen, 1982].

Les effets du brouillage sur des parties particulières d'un récepteur ont été examinés dans les Rapports 544 et 545 (Genève, 1982). Le Rapport 544 examine l'effet du brouillage du type à onde entretenue sur un circuit à verrouillage de phase. L'analyse n'inclut pas un limiteur passe-bande en amont du circuit. Le Rapport 545 examine l'effet du brouillage du type à onde entretenue et du brouillage à caractère de bruit sur le taux d'erreur d'un détecteur de probabilité maximale. Il ne considère pas l'effet du brouillage sur les circuits de poursuite de sous-porteuse ou de porteuse qui précèdent, lesquels influent sur le taux d'erreur de tout le récepteur. Bien que ces deux Rapports donnent quelques éclaircissements sur les effets du brouillage, ils ne peuvent pas caractériser avec précision la sensibilité d'un récepteur typiquement utilisé pour des télécommunications avec l'espace lointain.

2. Le système de réception

Le système de réception se compose de quatre éléments principaux qui doivent être protégés contre le brouillage: le préamplificateur maser, le circuit de poursuite de porteuse, le sous-système de réception de télémesure et le sous-système de réception de télémétrie. La sensibilité au brouillage de chacun de ces sous-systèmes sera examinée au § 4 ci-après. Un schéma de principe simplifié du système de réception est représenté sur la Fig. 5.

3. Résultats du brouillage

Le brouillage peut entraîner une dégradation de la qualité, un fonctionnement non linéaire ou une perte de données. L'effet du brouillage dépend de sa puissance et de son écart en fréquence par rapport au signal utile.

Aux niveaux de puissance faibles à modérés, un brouillage dans le même canal peut provoquer un accroissement de l'erreur de phase statique et de la gigue de phase de la boucle de poursuite de porteuse, un accroissement du taux d'erreur binaire de télémesure, ou une réduction du rapport signal de télémétrie/bruit. Cette dégradation de qualité peut généralement être exprimée comme une réduction équivalente du rapport signal/bruit et peut, en théorie, être compensée par une augmentation du niveau de puissance du signal utile. Dans la pratique, la puissance d'un signal utile n'est généralement pas réglable.

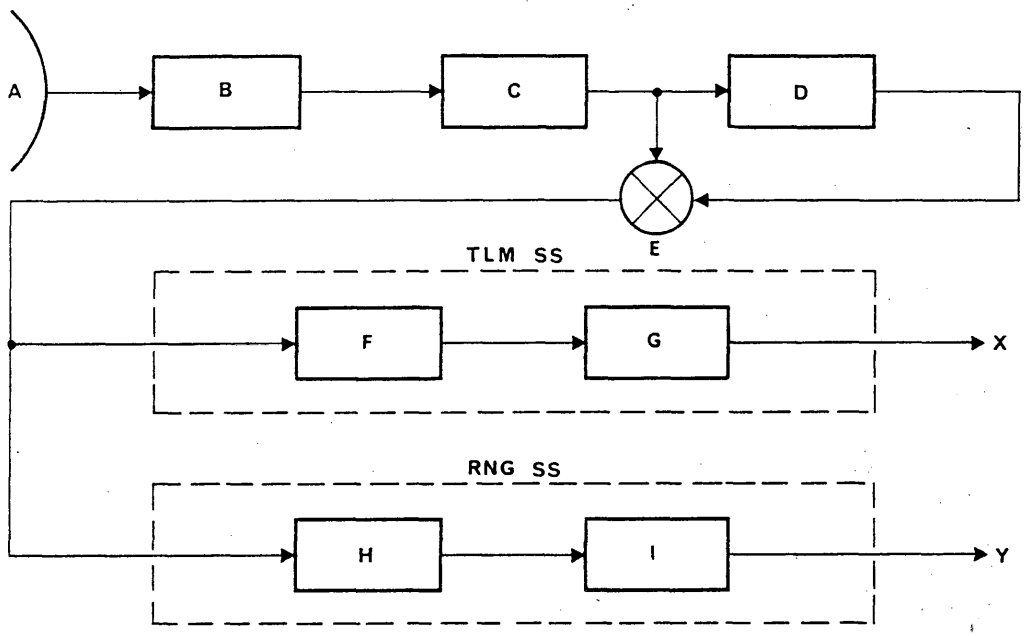


FIGURE 5 – *Schéma de principe fonctionnel simplifié pour un système de réception type du Deep Space Network*

TLM SS: sous-système de télémesure
RNG SS: sous-système de télémétrie
A: antenne
B: maser
C: présélecteur
D: boucle de poursuite de porteuse
E: démodulation de la porteuse
F: boucle de poursuite de sous-porteuse de télémesure
G: synchronisation des symboles et détection des données
H: corrélateur de code de distance à deux canaux
I: calculateur de distance
X: train de données de télémesure
Y: estimations du temps de propagation sur la distance

Un brouillage intense ayant un grand écart en fréquence par rapport au signal utile peut provoquer une dégradation de performance et simultanément entraîner un ou plusieurs éléments du récepteur dans une région non linéaire, d'où compression de gain et génération d'harmoniques, de signaux parasites et de produits d'intermodulation. Ces effets non linéaires sont désignés sous l'appellation générique d'effets de saturation. A la différence de la dégradation de qualité, les effets de saturation ne peuvent généralement pas être compensés, même si l'on accroît le niveau de puissance du signal utile.

Un brouillage intense ayant un petit écart en fréquence par rapport au signal utile peut provoquer le déverrouillage ou la désynchronisation du système de réception, avec pour conséquence une perte totale des données.

4. Effets du brouillage du type à onde entretenue

Les effets spécifiques de brouillage seront examinés dans les paragraphes suivants pour chacun des quatre sous-systèmes de réception. Bien que le système de réception soit très sensible au brouillage dans le même canal, le brouillage par le canal adjacent et même le brouillage hors bande peuvent avoir parfois des effets préjudiciables. Un brouillage dans le même canal est un brouillage dont la fréquence est dans la bande passante de l'élément brouillé. La fréquence du brouillage est censée être fixe, sauf indication contraire.

4.1 *Sensibilité au brouillage RF du préamplificateur maser*

La principale sensibilité d'un maser au brouillage est la saturation (compression de gain) par des signaux de forte intensité. Le maser est extrêmement sensible aux brouillages ayant une fréquence dans sa (ou proche de sa) bande passante, ou des fréquences conjuguées. La puissance de brouillage qui cause une compression du gain du maser de 1 dB est représentée sur la Fig. 6 pour un maser type fonctionnant dans la bande des 8,4 GHz. Cette courbe est basée sur [Bautista et Petty, 1981; Hersey et Sue, 1980; Clauss, 1977].

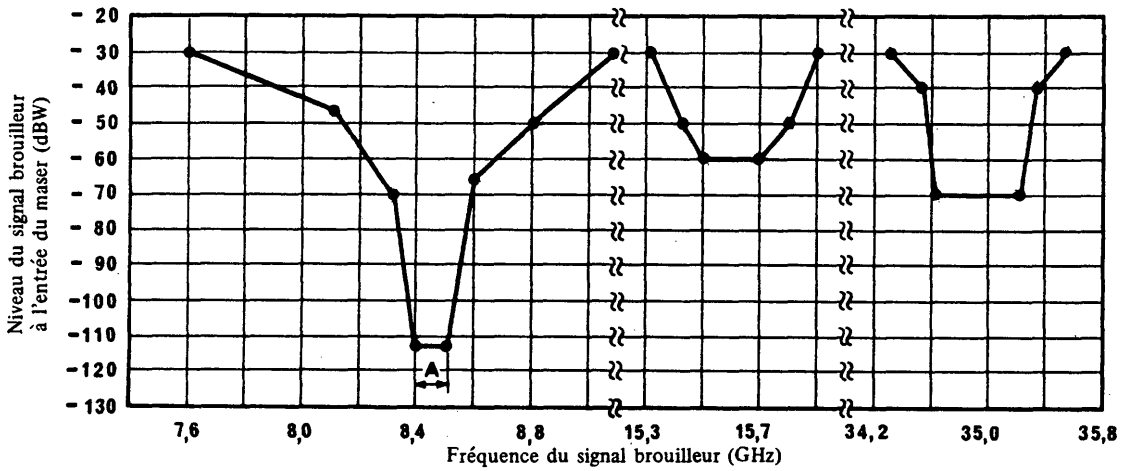


FIGURE 6 – *Niveau du signal nécessaire pour réduire de 1 dB le gain d'un maser de 8,45 GHz, en fonction de la fréquence*

Type de brouillage RF: onde entretenue
A: bande passante du signal du maser

4.2 *Sensibilité au brouillage RF en ondes entretenues de la boucle de poursuite de la porteuse*

La boucle de poursuite de porteuse est une boucle de poursuite double hétérodyne qui emploie un circuit détecteur synchrone CAG (commande automatique de gain) et une boucle à verrouillage de phase du deuxième ordre précédée par un filtre passe-bande.

Un brouillage de forte intensité peut déverrouiller la boucle d'avec le signal utile et même la verrouiller sur le brouillage [Kliger et Olenberg, 1976]. Un brouillage du type à onde entretenue à fréquence fixe ou à balayage (fréquence variable) peut produire cet effet. Une variation de la fréquence du brouillage peut provoquer d'abord le déverrouillage de la boucle d'avec le signal utile, puis un verrouillage sur le brouillage à mesure que celui-ci se rapproche de la fréquence du signal utile. A mesure que le brouillage traverse cette fréquence et s'en éloigne, on assiste d'abord au déverrouillage de la boucle d'avec le brouillage, puis éventuellement à son reverrouillage sur le signal utile. Le temps qu'il faut à la boucle pour se reverrouiller sur le signal utile dépend de la force du signal, de la force du brouillage et de la cadence de balayage. Cela peut prendre de quelques secondes à plusieurs minutes. Si le brouillage est fixe, le reverrouillage sur le signal utile peut ne jamais se produire.

Un brouillage plus faible peut accroître l'erreur de phase statique et la gigue de phase dans la boucle [Bruno, 1973; Blanchard, 1974; Levitt, 1979]. Cela est vrai à la fois pour le brouillage fixe et pour le brouillage à balayage.

La Fig. 7 montre comment la gigue de crête varie en fonction du rapport brouillage en ondes entretenues/porteuse.

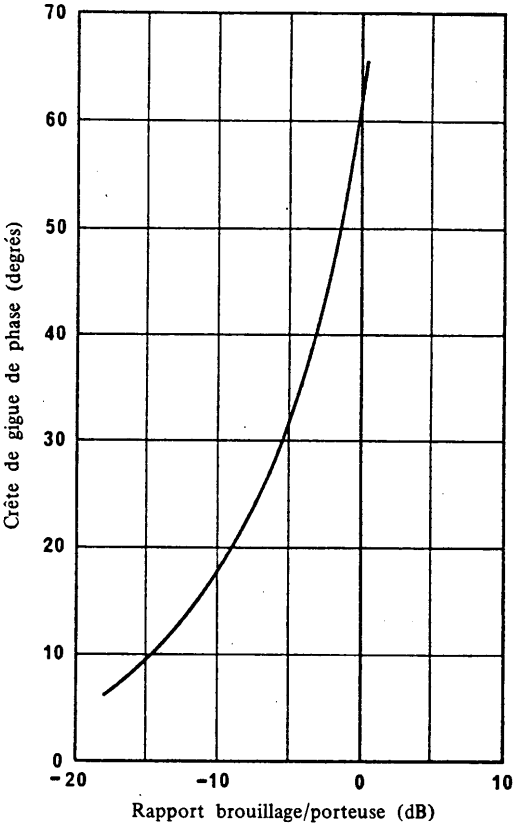


FIGURE 7 – *Crête de gigue de phase en fonction du rapport brouillage/porteuse*

Type de brouillage RF : onde entretenue

4.3 *Sensibilité au brouillage RF en ondes entretenues du sous-système de réception de télémesure*

La dégradation de télémesure peut être exprimée comme une réduction équivalente du rapport énergie par symbole/densité spectrale de bruit (E/N_0) dont la définition est donnée par la mesure dans laquelle ce rapport devrait être réduit en l'absence de brouillage pour obtenir le même taux d'erreur sur les symboles qu'en présence de brouillage.

La Fig. 8 montre le E/N_0 résultant du brouillage par onde entretenue dans la largeur de bande de détection de télémesure.

La qualité de télémesure peut aussi être dégradée au cas où le brouillage en ondes entretenues tombe dans la largeur de bande de la boucle de poursuite de la porteuse. La Fig. 9 montre le E/N_0 résultant de la gigue de phase de la boucle de poursuite de la porteuse en fonction du rapport brouillage/porteuse, pour un décalage de fréquence de 10 Hz et pour un mode de réception type dans la bande des 8,4 GHz.

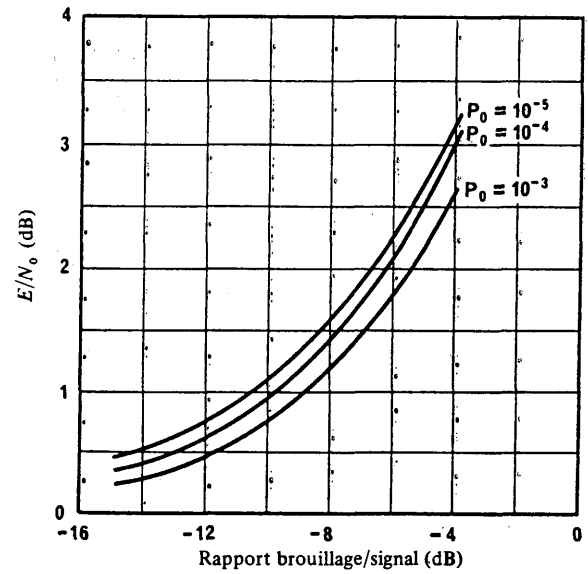


FIGURE 8 – *Réduction équivalente du rapport signal de télémesure/bruit (E/N_0) par suite de brouillage dans le canal de télémesure, en fonction du rapport brouillage/signal, pour diverses valeurs de la probabilité d'erreur sur les symboles*

Type de brouillage RF: onde entretenue
P_0 : probabilité d'erreur sur les symboles

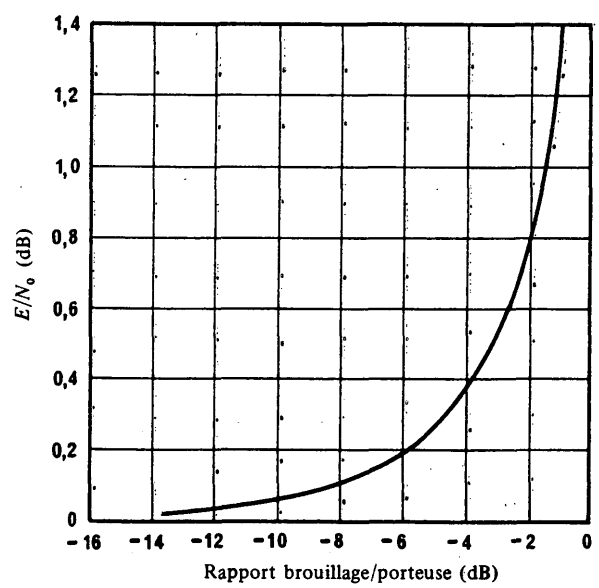


FIGURE 9 – *Réduction équivalente du rapport signal de télémesure/bruit (E/N_0) résultant de l'erreur de phase et de la gigue sur le circuit porteuse, en fonction du rapport brouillage/porteuse*

Type de brouillage RF: onde entretenue
Bande: 8,45 GHz
Décalage de fréquence: 10 Hz

4.4 *Sensibilité au brouillage RF en ondes entretenues du sous-système de télémétrie*

Le brouillage peut dégrader la qualité de fonctionnement du sous-système de télémétrie en augmentant la variance des estimations du temps de propagation. La dégradation peut être exprimée en termes de réduction équivalente du rapport effectif signal de télémétrie/bruit.

Le brouillage en ondes entretenues dans la largeur de bande de la boucle de poursuite de la porteuse affecte la qualité du sous-système de télémétrie, comme le montre la Fig. 10. L'effet du brouillage de ce type dans la largeur de bande du signal de télémétrie est indiqué sur la Fig. 11. I/S désigne le rapport du brouillage au signal de télémétrie.

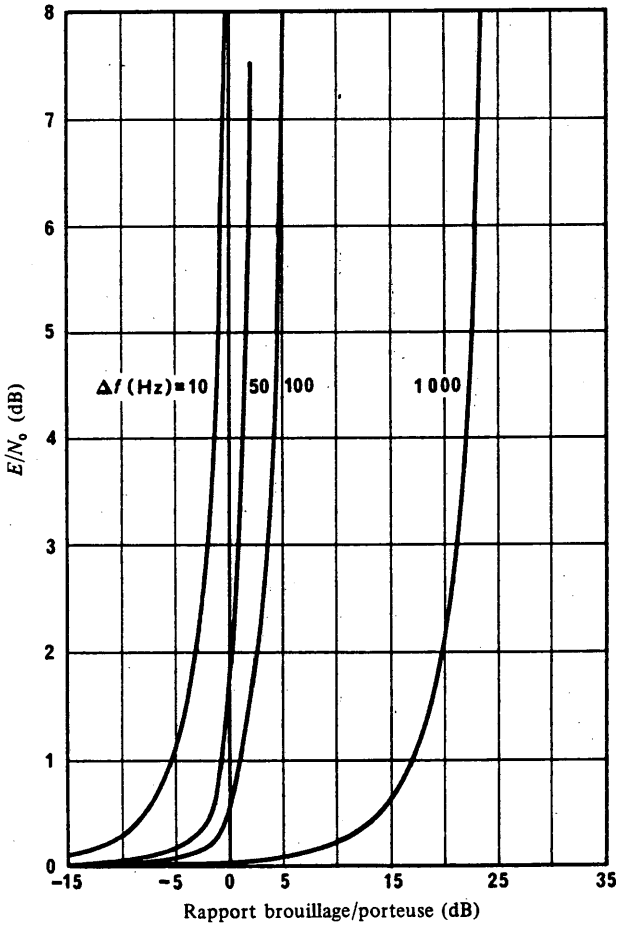


FIGURE 10 – *Réduction équivalente du rapport signal de télémétrie/bruit (E/N_0) résultant de la gigue et de l'erreur de phase, en fonction du rapport brouillage/porteuse, pour diverses valeurs de décalage de fréquence*

Type de brouillage RF: onde entretenue
Bande: 8,45 GHz
Δf: décalage de fréquence

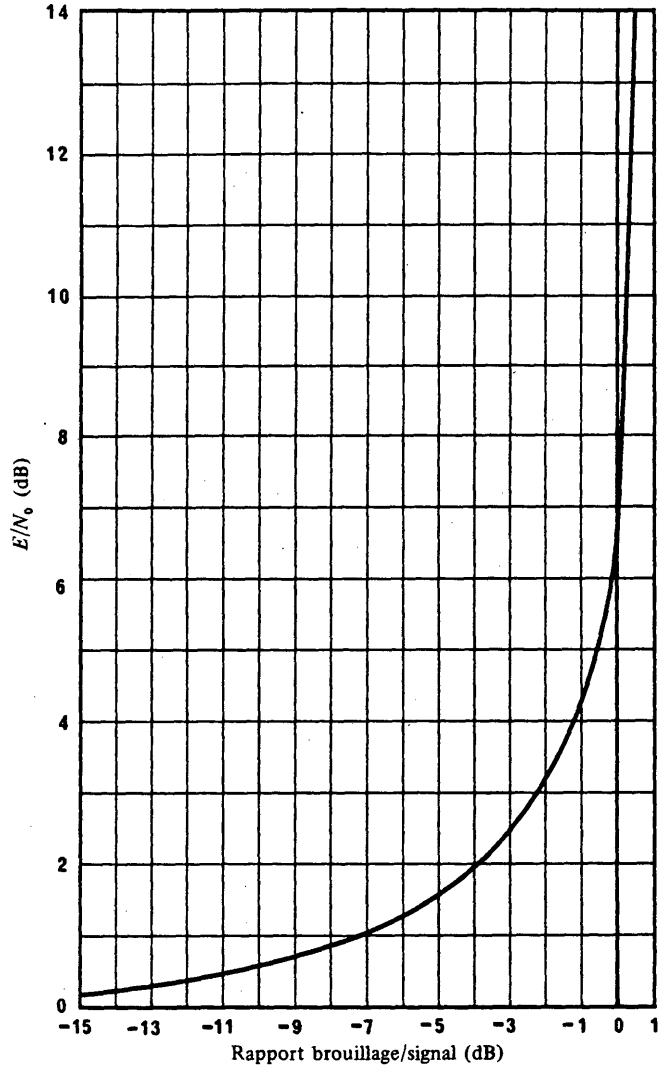


FIGURE 11 – *Réduction équivalente du rapport signal de télémétrie/bruit par suite de brouillage dans le canal de télémétrie, en fonction du rapport brouillage/signal*

Type de brouillage RF: onde entretenue

5. Effets du brouillage à caractère de bruit

Le brouillage à caractère de bruit peut saturer le préamplificateur maser et dégrader la performance de la boucle de poursuite, du sous-système de télémesure et du sous-système de télémétrie. Pour occasionner dans le maser une compression de gain de 1 dB, la densité spectrale du brouillage à caractère de bruit, I_0, devrait être de l'ordre de -190 dB(W/Hz), en supposant que le maser ait une largeur de bande de 40 MHz.

Pour la boucle de poursuite de la porteuse, la crête de gigue de phase dépend de la marge de la porteuse (Fig. 12). Le brouillage à caractère de bruit réduit la marge de la porteuse et, partant, augmente la gigue de phase. La relation entre la marge de la porteuse et I_0/N_0 est donnée par la formule:

$$CM_{RFI} = CM + 10 \log \left(\frac{1}{1 + \frac{I_0}{N_0}} \right) \quad (4)$$

où:

CM_{RFI}: marge de la porteuse en présence de brouillage

CM: marge sans brouillage

I_0/N_0: rapport densité spectrale du brouillage/densité spectrale du bruit

Moyennant une marge donnée de la porteuse sans brouillage et une augmentation acceptable de la gigue de phase, la Fig. 12 et l'expression ci-dessus permettent de calculer I_0/N_0. Par exemple, pour une marge type de 10 dB, une augmentation de 10° de la crête de gigue de phase sera causée par un brouillage qui réduit cette marge à 5,5 dB. En pareil cas, la valeur de I_0/N_0 est de 2,3 dB.

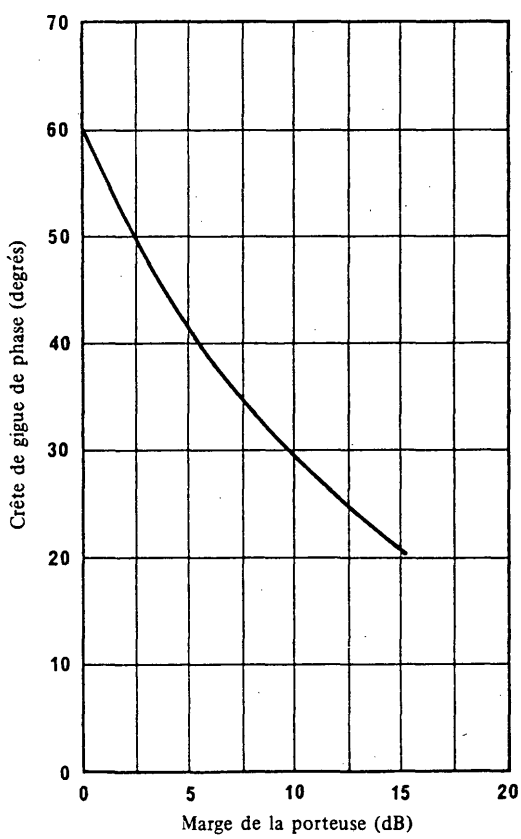


FIGURE 12 – *Crête de gigue de phase en fonction de la marge de la porteuse*

Le brouillage à caractère de bruit a pour effet, s'agissant des sous-systèmes de télémesure et de télémétrie, de réduire le rapport effectif énergie par symbole/densité spectrale de bruit et d'augmenter ainsi le taux d'erreur de télémesure et la variance des estimations de temps de propagation.

La réduction du rapport équivalent énergie par symbole/densité spectrale de bruit E/N_0 peut s'exprimer par la formule:

$$E/N_0 = 10 \log (1 + I_0/N_0) \quad (5)$$

où I_0/N_0 est le rapport densité spectrale du brouillage/densité spectrale de bruit. Si l'on connaît le E/N_0 acceptable, on peut calculer le I_0/N_0 correspondant.

6. Conclusion

La sensibilité d'un système de réception pour les télécommunications avec l'espace lointain a été présentée pour deux catégories de brouillage: le brouillage du type à onde entretenue et le brouillage à caractère de bruit. Bien que des brouillages ayant d'autres caractéristiques spectrales puissent se rencontrer, l'expérience a montré que les effets de ces deux catégories de brouillage peuvent être utilisés dans la détermination des critères nécessaires pour assurer une protection contre les brouillages préjudiciables.

Les renseignements donnés dans cette Annexe I concernent principalement les récepteurs de station terrienne. On peut s'attendre à des effets de brouillage analogues pour les fonctions de poursuite de porteuse, de commande et de télémétrie d'un récepteur correpondant de station spatiale. Les valeurs numériques et les courbes différeront en raison de la température de bruit différente du système, de l'absence de maser et des largeurs de bande différentes.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

BAUTISTA, J. et PETTY, S. M. [1981] Cryogenic filters for RFI protection. JPL TDA Progress Report 42-65. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

BLANCHARD, A. [septembre 1974] Interference in phase-locked loops. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems*, Vol. AES-10, 5.

BRUNO, F. [1973] Tracking performance and loss of a carrier loop due to the presence of a spoofed spread spectrum signal. Proc. 1973 Symposium on Spread Spectrum Communications, Hazeltine Corporation, Greenlawn, NY, Etats-Unis d'Amérique.

CLAUSS, R. C. [1977] X- and K-band maser development: Effects of interfering signals. Deep Space Network Progress Report 42-42. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

HERSEY, D. R. et SUE, M. K. [1980] Maximum CW RFI power levels for linear operation of the DSN Block IV receiver at S-band frequencies. Deep Space Network Progress Report 42-56. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

KLIGER, I. E. et OLENBERG, C. F. [janvier 1976] PLL jump phenomenon in the presence of two signals. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems*, Vol. AES-12, 1.

LEVITT, B. K. [1979] Carrier tracking loop performance in the presence of strong CW interference. Deep Space Network Progress Report 42-51, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

YUEN, J. H. [1982] *Deep Space Telecommunication Systems Engineering.* Plenum Press, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

BIBLIOGRAPHIE

KOERNER, M. A. [1968] Effects of interference on a binary communication channel using known signals. Technical Report 32-1281. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

ROSENBAUM, A. S. [février 1969] PSK error performance with gaussian noise and interference. *BSTJ*, Vol. 48, 2, 413-442.

SUE, M. K. [1980a] Block IV receiver tracking loop performance in the presence of a CW RFI. JPL TDA Progress Report 42-60. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

SUE, M. K. [1980b] Telemetry degradation due to a CW RFI induced carrier tracking error for the block IV receiving system with maximum likelihood convolutional decoding. TDA Progress Report 42-61. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

SUE, M. K. [1982] Performance degradation of the block IV telemetry system due to the presence of a CW interference. TDA Progress Report 42-69. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

RAPPORT 456-3*

BANDES DE FRÉQUENCES PRÉFÉRÉES POUR LES ÉMETTEURS D'ENGINS SPATIAUX UTILISÉS COMME BALISES

(Question 10/2)

(1970-1974-1978-1986)

1. Introduction

Les émetteurs balises des satellites servent à des expériences scientifiques, et aussi dans un certain nombre d'applications mettant en œuvre les techniques spatiales. Le présent Rapport traite des balises utilisées dans les études de l'atmosphère. Les applications de ces balises pour la géodésie et la géodynamique sont décrites dans le Rapport 988.

Les bandes de fréquences attribuées actuellement au service de recherche spatiale ont été utilisées surtout pour recueillir des données scientifiques et technologiques au moyen de télémesures effectuées par des engins spatiaux et commander le mouvement et l'état de ces engins. Les transmissions radioélectriques entre les satellites

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 5 et 6.

et la Terre fournissent aussi une contribution à la recherche sur le comportement des ondes qui leur servent de support plutôt que par les informations qu'elles sont chargées de communiquer. On trouvera ci-dessous une description des résultats obtenus dans quatre domaines différents. Bien que les trois premiers soient étroitement liés, puisqu'ils se rattachent à l'influence des régions ionisées et des régions non ionisées de l'atmosphère sur les ondes hertziennes, on a jugé préférable de les examiner séparément, car leurs objectifs et leurs besoins en fréquences ne sont pas tout à fait les mêmes.

La première catégorie d'études porte sur la propagation radioélectrique. Leur objet est de déterminer la façon dont se propagent les ondes entre deux points, lorsque l'un au moins se trouve à bord d'un engin spatial. La deuxième est la recherche ionosphérique, dont l'objet est de déterminer les caractéristiques de l'ionosphère en tant que milieu physique. La troisième catégorie est celle des recherches sur la propagation à travers l'atmosphère, avec pour objectif la détermination des caractéristiques de propagation de l'atmosphère (la recherche atmosphérique en tant que telle se fait dans le cadre du service météorologique). S'il est évident que l'étude de la propagation peut souvent fournir des renseignements sur l'atmosphère elle-même et qu'inversement l'étude de l'atmosphère peut faciliter celle des mécanismes de propagation, les recherches dont il sera question ci-après sont fondées sur des techniques particulières dont les besoins en bandes de fréquences sont assez précis.

La quatrième catégorie porte sur l'étude des orbites. Les méthodes ne sont pas sans rapport avec celles appliquées dans les deux premières catégories de travaux, mais l'atmosphère se présente ici comme un élément perturbateur et l'on doit choisir les fréquences avec le souci de réduire au minimum son influence nuisible.

2. Propagation des ondes

Une propagation à grande distance (jusqu'aux antipodes) entre des stations au sol et des satellites gravitant à faible altitude a été observée aux fréquences des bandes des ondes décamétriques. On admet généralement que la propagation par conduits ionosphériques est le mécanisme de propagation le plus important [Chvojková, 1965]. On manque cependant encore de renseignements détaillés à ce sujet et il convient de poursuivre l'étude de certaines questions: sortie des conduits, fuites, affaiblissements, etc. L'étude du mécanisme de la propagation par conduits présente de l'intérêt non seulement pour les télécommunications par satellite, mais encore pour la possibilité de réaliser des liaisons terrestres à grande distance dans de bonnes conditions sans réflexions répétées de l'onde sur l'ionosphère et sur la surface terrestre. Il importe donc de procéder à des expériences pendant une assez longue durée et dans de vastes régions. Le choix de fréquences bien appropriées pour des émissions dans le sens satellite-Terre permettrait à de nombreuses stations terriennes de participer aux expériences.

Puisque le phénomène qu'il s'agit d'étudier dépend étroitement de la réfraction ionosphérique, il faut utiliser une série de fréquences s'étendant sur une grande partie du spectre radioélectrique – de 2 à 20 MHz, par exemple – afin de tenir compte des variations de la densité électronique de l'ionosphère selon l'heure, l'activité solaire, la saison et la position géographique. La gamme comprise entre les limites approximatives de 2 et 5 MHz convient le mieux aux satellites gravitant à assez faible altitude et à des latitudes géomagnétiques élevées, tandis que sa partie supérieure convient le mieux aux basses latitudes et à l'étude de la propagation à très grande distance.

Les besoins de cette branche de la recherche spatiale sont déjà partiellement satisfaits par les allocations secondaires des fréquences 15,76 et 18,03 MHz à la recherche spatiale et de bandes de fréquences étalons à 2,5, 5, 10, 15, 20 et 25 MHz. On notera que la pratique consistant à émettre des fréquences étalons sur diverses fréquences décalées à l'intérieur des bandes attribuées peut être à l'origine de brouillages de plus en plus fréquents au détriment du service de recherche spatiale. En ce qui concerne la propagation, il est probable que les questions ci-dessus mentionnées – et d'autres encore – continueront à occuper les hommes de science pendant de nombreuses années.

Comme il est de plus en plus nécessaire d'utiliser les fréquences supérieures à 10 GHz, les caractéristiques de transmission dans l'atmosphère prennent une importance accrue et exigent de nouvelles études. Les effets de propagation aux longueurs d'onde millimétriques peuvent être plus prononcés qu'à des longueurs d'onde plus grandes. Cela est dû en particulier aux précipitations et à l'absorption par l'oxygène et la vapeur d'eau. Un certain nombre d'expériences et de nombreuses études théoriques ont été consacrées aux effets de l'atmosphère sur les ondes radioélectriques; les objectifs de ces travaux étaient variés. On peut considérer que ces travaux sont en rapport avec l'utilisation de balises; en conséquence, ils seront examinés dans le présent Rapport.

3. Recherches sur l'ionosphère

Les balises de satellite fonctionnant sur des fréquences fixes et en relation harmonique constituent aujourd'hui un puissant instrument propre à améliorer nos connaissances de la densité électronique de l'ionosphère, notamment dans la couche extérieure de celle-ci. Du fait qu'ils sont simultanément utilisables par de nombreuses stations terriennes, les renseignements recueillis grâce à des techniques appropriées complètent ceux qui proviennent des sondages par le haut. Deux techniques se sont montrées particulièrement fructueuses.

L'observation de l'*effet Doppler différentiel* sur deux fréquences en relation harmonique permet de reconnaître la modification de l'onde due à la réfraction par le plasma ionosphérique. Ajoutons qu'un dispositif électronique simple permet de mesurer directement, et avec une grande précision, l'effet de réfraction, assez peu marqué, dû au plasma [Rawer, 1964; Rawer et Suchy, 1967].

Une seconde technique est l'observation de l'effet Faraday subi par les ondes transmises à travers l'ionosphère. La rotation du plan de polarisation est causée par une double réfraction dans le plasma ionosphérique soumis à un champ magnétique. Cette technique peut être appliquée dans la gamme des fréquences comprises entre 100 MHz et environ 1000 MHz, par exemple en observant les signaux des balises avec des appareils perfectionnés permettant de mesurer les angles de polarisation avec une grande précision. Toutefois, la plupart des observations ont été faites jusqu'ici par des méthodes plus simples sur des fréquences plus basses et, à l'avenir, on devra recourir à ce type de mesure dans de nombreuses stations situées dans le monde entier. Il convient d'indiquer également que ces observations fournissent accessoirement des renseignements extrêmement utiles sur le phénomène de propagation ionosphérique appelé scintillation [Aarons et autres, 1961; Rawer, 1962]. Pour l'évaluation de la densité électronique, ces méthodes permettent de faire le décompte du nombre de tours de rotation du plan de polarisation. Si ce nombre est élevé, comme cela se produit sur les fréquences au-dessous de 100 MHz environ, on peut déterminer avec précision les modifications de la densité électronique de l'ionosphère à l'aide d'un simple enregistrement de la sortie d'un récepteur. Toutefois, avec une seule fréquence d'émission située dans cette gamme inférieure, on ne peut pas déterminer de façon absolue le nombre total de rotations ni, par conséquent, la densité électronique de l'ionosphère. L'adjonction d'une seconde fréquence qui ne diffère de la première que par un faible pourcentage permet d'observer l'*effet Faraday différentiel*. On détermine alors le nombre total de rotations en comparant deux séries de zéros et leur phase relative. La différence relative des fréquences détermine la relation entre le nombre total des rotations et celui des zéros [Rawer, 1964; Rawer et Suchy, 1967]. Un coefficient de l'ordre de 30 à 100 convient pour les observations ionosphériques courantes; deux fréquences différant de 1 à 3% sont en conséquence techniquement appropriées.

Les fréquences utilisables dans les deux techniques doivent être assez élevées pour que l'onde pénètre dans l'ionosphère, mais assez basses pour donner lieu à des effets de réfraction ionosphérique appréciables. Etant donné les importantes variations de la densité électronique de l'ionosphère, il semble qu'un jeu de fréquences choisies dans la gamme comprise entre 15 et 60 MHz soit satisfaisant. On y ajoutera une fréquence plus élevée pour obtenir une référence de phase, la réfraction étant dans ce cas assez peu marquée. On obtiendra ainsi une série de fréquences techniquement appropriées aux mesures en ondes décamétriques et en ondes métriques:

- trois fréquences en relation harmonique pour l'observation de l'effet Doppler différentiel, dont deux comprises entre 15 et 60 MHz et la troisième entre 80 et 200 MHz;
- une fréquence supplémentaire, différant de quelques centièmes de la deuxième des trois fréquences ci-dessus, pour l'observation de l'effet Faraday différentiel.

Les attributions des bandes des 20 et des 40 MHz couvrent partiellement ces besoins. On pourrait envisager, pour la plus élevée des fréquences de la série ci-dessus, une valeur située dans la bande attribuée au service de recherche spatiale juste au-dessus de 400 MHz, mais il serait cependant préférable de disposer d'une fréquence moins élevée. Sous réserve de ne pas causer de brouillages nuisibles, la fréquence 41 MHz a été utilisée avec la fréquence 40 MHz pour les travaux concernant la rotation de Faraday, mais l'on n'a pas prévu de protection sur cette fréquence pour ces mesures.

Des techniques analogues sont appliquées dans certaines expériences effectuées au moyen de fusées. Les fréquences de l'ordre de 1 MHz, par exemple, conviennent à l'étude des régions inférieures de l'ionosphère fondée sur la rotation de Faraday. On peut explorer la région D en mesurant les champs produits dans l'ionosphère par des émissions en ondes kilométriques d'une station au sol.

4. Recherches sur l'atmosphère non ionisée

On a recueilli un certain nombre de données expérimentales et on a effectué un important travail théorique de simulation par modèle pour étudier l'efficacité de l'atmosphère comme milieu de transmission des ondes radioélectriques aux fréquences supérieures à 10 GHz. Jusqu'à présent, les études expérimentales ont porté sur des fréquences inférieures à 40 GHz. Les résultats montrent que les précipitations dans l'atmosphère entraînent de graves dégradations de la transmission; toutefois, on peut mettre au point des systèmes fiables en choisissant convenablement les emplacements des stations terriennes et les orbites, et aussi en appliquant des techniques telles que la réception en diversité d'emplacements.

Au-dessus de 40 GHz, les modèles théoriques ont montré que l'absorption par l'oxygène devient le phénomène prédominant dans la transmission atmosphérique, l'affaiblissement augmentant rapidement avec la fréquence. Toutefois, les courbes caractéristiques montrent que dans certaines bandes de fréquences, par exemple autour de 90 GHz et 150 GHz, l'affaiblissement peut être plus petit que sur les fréquences voisines.

On peut donc indiquer les fréquences suivantes comme étant techniquement appropriées aux recherches sur l'atmosphère (voir le Rapport 205):

- de 15 à 20 GHz
- 30 GHz
- 90 GHz
- 150 GHz.

5. Possibilité de partage des fréquences

Au sujet de la protection des fréquences utilisées en recherche spatiale, on verra dans l'Annexe I que, dans bien des cas, et notamment sur de grandes distances, les possibilités de faire des mesures sont déjà fortement limitées par le niveau des bruits naturels. En conséquence, un accroissement du niveau de bruit équivalent causé par d'autres émissions provoquerait des brouillages inadmissibles. Des expériences faites sur diverses fréquences ont montré que le partage de ces fréquences réduit à un minimum les possibilités de mesurer les émissions en provenance des balises. On doit donc signaler ce qui suit:

- le partage des fréquences des balises avec d'autres services a été la cause de sérieuses difficultés dans le service de recherche spatiale;
- les rapports de protection doivent correspondre à ceux déjà fixés pour la réception des émissions de télémesure (Recommandation 364) utilisés pour la recherche spatiale.

6. Conclusions

Il sera nécessaire de poursuivre pendant de nombreuses années, d'une part, les expériences de recherche spatiale mettant en jeu les techniques de l'effet Doppler et de la rotation de Faraday et, d'autre part, les mesures des caractéristiques de transmission dans l'atmosphère au-dessus de 10 GHz. Les allocations existantes dans les bandes de 2,5 MHz à 25 MHz doivent pouvoir répondre à une partie de ces besoins s'il est prouvé qu'elles peuvent être utilisées sans brouillage. Bien que les fréquences inférieures à 2 MHz conviennent à certains types d'expériences, il ne semble pas que ces expériences justifient l'attribution permanente de fréquences utilisables en commun.

Il conviendrait de prévoir, pour la mesure de l'effet Doppler, l'utilisation d'une fréquence supplémentaire, multiple simple de la fréquence 20 MHz et située entre 80 et 200 MHz. La mesure de l'effet Faraday peut être effectuée avec des appareils perfectionnés sur des fréquences supérieures à 100 MHz, par exemple sur celles émises pour la poursuite, mais certaines des techniques plus simples et utilisées plus couramment nécessitent l'utilisation de deux fréquences en ondes métriques différant entre elles de 1 à 3%. Dans bien des cas, certaines fréquences peuvent être utilisées pour mesurer à la fois l'effet Doppler et l'effet Faraday.

Pour les mesures atmosphériques effectuées au-dessous de 40 GHz, on a sans cesse besoin de fréquences voisines de 15, 20 et 30 GHz. Au-dessus de 40 GHz, il apparaît qu'on aura besoin de fréquences voisines de 90 et de 150 GHz.

Les émissions faites à l'occasion des expériences sur l'effet Doppler et la rotation de Faraday peuvent n'occuper que des largeurs de bande de l'ordre de 0,02% de la fréquence utilisée.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES ET BIBLIOGRAPHIE

AARONS, J., WHITNEY, H. E. et ALLEN, R. S. [1961] *Planet. and Space Sci.*, **5**, 169.

CHVOJKOVA, E. [1965] Analytical formulae for radio paths in spherically stratified ionosphere. *Radio Sci., Journ. Res. NBS/USNC – URSI*, Vol. 69D, **3**, 453-457.

IPPOLITO, L. J. [1972] Millimeter Wave Space Communications – Recent Experimental Results and Present Development Programmes. The 1972 National Telecommunications Conference, 8B-1.

RAWER, K. [1962] Propagation problems with space radio communications, *J. Res. NBS-D*, (Radio Propagation), Vol. 66D, **4**, 375-393.

RAWER, K. [1964] *Space Sci. Revs.*, **3**, 380.

RAWER, K. et SUCHY, K. [1967] *Encyclopedia of physics*, 49/2, § 53-55.

ANNEXE I

PUISSANCE DU SIGNAL ET CONSIDÉRATIONS SUR LE BRUIT DANS LES EXPÉRIMENTATIONS PAR SATELLITE ÉQUIPÉ DE BALISE ÉMETTRICE

1. Mesures du champ et de la rotation de Faraday

Des observations du champ (portant notamment sur l'effet Faraday) sont effectuées pour une largeur de bande relativement grande – environ 3 kHz – sur les fréquences normalement utilisées (de l'ordre de 40 à 41 MHz), par la plupart des stations d'observation. L'objet est d'obtenir des valeurs d'amplitude fiables malgré l'effet Doppler. L'accord automatique permettrait certes de réduire considérablement la largeur de bande, mais il exigerait de grandes dépenses techniques si l'on devait maintenir le verrouillage en permanence, même pendant les minima qui accompagnent les évanouissements profonds.

Les différents types d'application exigent divers degrés de protection (rapport signal/bruit), selon le paramètre de mesure à déterminer. L'expérience acquise à la suite d'une longue série de mesures indique que les valeurs suivantes sont souhaitables pour le rapport signal/bruit (par rapport à la valeur médiane du champ du signal utile):

- observations de l'effet Faraday pour déterminer la densité électronique: 10 dB;
- observations des scintillations de l'ionosphère: 20 dB;
- observations de l'absorption différentielle à partir du rapport du maximum de l'effet Faraday au minimum de cet effet: 30 dB.

Dans la plupart des stations d'observation scientifiques, l'emploi d'antennes à effet directif est impossible; en conséquence, pour ces stations, on doit admettre une valeur de 0 dB pour le gain de l'antenne de réception.

Vu le grand nombre des stations d'observation, il serait possible d'utiliser des antennes à effet directif uniquement à bord des satellites géostationnaires. Toutefois, même pour ces satellites, les moyens techniques à mettre en œuvre pour installer des antennes à effet directif seraient trop importants, compte tenu du fait que les fréquences utilisées sont relativement basses. Eu égard à ce qui précède et au fait que la puissance d'émission du satellite se situe entre 10 et 50 mW, on peut s'attendre à obtenir au sol les valeurs du tableau ci-dessous pour le champ:

Valeurs du champ au sol (dB(μV/m))

Distance (km)	Puissance d'émission (mW)	
	50	10
1 000	2	− 5
10 000	−18	−25
40 000	−30	−37

Compte tenu du bruit cosmique inévitable qui, dans une bande large de 3 kHz à la fréquence 40 MHz, est par exemple de − 18 dB(μV/m), les valeurs de champ indiquées ci-dessus ne permettront pas, dans bien des cas, d'obtenir les rapports signal/bruit requis.

Pour le petit nombre des stations d'observation les mieux équipées, on peut réduire considérablement le niveau de bruit au moyen d'un système de repérage de fréquence à verrouillage de phase (avec une voie séparée pour l'enregistrement du champ), mais la largeur de bande ne doit pas être inférieure à 30 Hz si l'on veut que les variations rapides du champ soient reproduites correctement. Par rapport à une largeur de bande de 3 kHz, cela représente une amélioration de 20 dB. Cependant, les observations de l'absorption différentielle qui exigent un rapport de protection de 30 dB sont d'un intérêt spécial pour ces stations; on atteint donc les limites des possibilités de réception du point de vue du bruit cosmique, même si on a recours à la technique du verrouillage de phase et ce, à des distances plus grandes.

D'ici quelques années, de nouveaux types d'application se présenteront pour les radiobalises à très grande distance (distances interplanétaires dépassant une unité astronomique). Les sondes spatiales parcourront des distances doubles de celle qui sépare la Terre du Soleil. La même situation sera donc inchangée, même si l'on fait appel à des systèmes beaucoup plus perfectionnés.

2. Mesures de phase

On fait des mesures de phase – en tirant parti notamment de l'effet Doppler différentiel – aussi bien lors du vol de fusées que pendant l'exploitation des satellites. En règle générale, on peut s'arranger pour que les observations de la première catégorie ne soient pas affectées par le brouillage; pour les observations portant sur des satellites, il faut que les fréquences utilisées soient exemptes de brouillage dans un grand nombre de stations de réception au sol.

Pour l'application de la méthode qui repose sur l'effet Doppler différentiel, il est préférable d'employer la même antenne de réception pour les deux fréquences, pour diminuer les erreurs de phase qui dépendent de la direction. En tout état de cause, on a besoin d'antennes non directives, c'est-à-dire dont on doit supposer que le gain à la réception est nul.

Le système Doppler différentiel ne met en jeu qu'une très faible largeur de bande – laquelle ne devrait cependant pas être trop étroite si l'on veut toujours pouvoir déceler de rapides variations dues aux irrégularités de l'ionosphère.

Ici encore, ces applications pourront jouer leur rôle dans les missions planétaires utilisant des sondes spatiales (voir ci-dessus).

3. Conclusions

Il y a lieu d'insister sur le fait que, même dans les conditions actuelles d'utilisation des satellites-balises, les bruits naturels peuvent occasionnellement restreindre les possibilités de mesure. Ces restrictions interviendront plus fréquemment encore dans les applications mettant en jeu de très grandes distances (distances interplanétaires), comme celles que l'on envisage pour l'avenir.

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

SECTION 2F - SATELLITES D'EXPLORATION DE LA TERRE

RAPPORT 535-4

ASPECTS TECHNIQUES ET OPÉRATIONNELS DU SERVICE D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE

(Question 12/2)

(1974-1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

La Conférence administrative mondiale des radiocommunications (Genève, 1979), a défini le service d'exploration de la Terre comme suit: service de radiocommunication entre des stations terriennes et une ou plusieurs stations spatiales, qui peut comprendre des liaisons entre stations spatiales, et dans lequel:

- des renseignements relatifs aux caractéristiques de la Terre et de ses phénomènes naturels sont obtenus à partir de détecteurs actifs ou de détecteurs passifs situés sur des satellites de la Terre;
- des renseignements analogues sont recueillis à partir de plates-formes aéroportées ou situées sur la Terre;
- ces renseignements peuvent être distribués à des stations terriennes appartenant au même système;
- les plates-formes peuvent également être interrogées.

Ce service peut aussi comprendre les liaisons de connexion nécessaires à son exploitation.

Le présent Rapport traite de divers paramètres techniques et opérationnels des systèmes qui fonctionnent dans le service d'exploration de la Terre par satellite, en se fondant sur les systèmes réalisés ou en cours d'étude aux Etats-Unis d'Amérique, en Europe, au Japon et au Canada.

D'autres aspects techniques et opérationnels figurent dans les Rapports suivants:

- sur la distribution des données aux stations terriennes: Rapport 692;
- sur les capteurs hyperfréquences actifs et passifs: Rapport 693;
- sur les systèmes à satellites météorologiques: Rapport 395;
- sur les systèmes à satellites de localisation et de collecte de données: Rapport 538;
- sur les systèmes à satellites pour la géodésie et la géodynamique: Rapport 988.

2. Satellites d'exploration de la Terre

Les renseignements relatifs à l'exploration de la Terre peuvent généralement être classés comme suit:

- agriculture et sylviculture;
- hydrologie et ressources hydrauliques;
- géologie et ressources minérales;
- géodésie et géodynamique;
- géographie et cartographie;
- océanographie;
- qualité de l'environnement (milieu).

Bien que ces domaines correspondent à des disciplines scientifiques bien définies, il est généralement reconnu que l'on n'en a pas encore exploré toutes les possibilités. Cet état de choses s'explique notamment par le fait que, jusqu'à présent, on ne disposait pas de tous les moyens techniques qui auraient permis aux savants d'acquérir des données pour des zones suffisamment étendues. Or, actuellement, les satellites offrent cette possibilité et sont appelés à jouer un rôle important dans l'avenir. Parmi les principaux avantages des satellites, il convient de mentionner la possibilité d'obtenir une vue synoptique et d'assurer une exploration répétée de toute la surface du globe. Parmi les autres avantages, il faut encore citer: l'acquisition de données en temps réel ou dans des conditions très proches du temps réel, l'utilisation d'appareils et de méthodes normalisés pour l'étalonnage et les mesures, et la possibilité de réduire le coût des opérations de recueil des données.

Il convient de noter que l'objectif fondamental des systèmes à satellites pour l'exploration de la Terre n'est pas la collecte des données en soi mais l'obtention d'informations qui permettront de prendre à bon escient des décisions pour la gestion de ces ressources et de l'environnement. Dans la réalisation de cet objectif, les systèmes spatiaux, aéronautiques et terrestres doivent jouer des rôles essentiellement complémentaires. Parmi les autres fonctions importantes d'un système d'exploration de la Terre, il convient de mentionner: l'extraction automatique d'informations, la mise au point et l'utilisation de modèles rationnels pour l'observation des ressources terrestres et de l'environnement, susceptibles d'utiliser d'une manière efficace et décisive, au point de vue de la gestion, les données recueillies par les satellites et les aéronefs.

Les caractéristiques techniques des systèmes décrits dans le présent Rapport doivent être considérées comme représentatives uniquement des méthodes actuellement utilisées ou envisagées aux Etats-Unis d'Amérique, en Europe, au Japon et au Canada pour l'exploration de la Terre par satellite.

3. Systèmes d'exploration de la Terre, actuellement ou prochainement en service

3.1 *Systèmes d'exploration de la Terre*

Les systèmes d'exploration de la Terre par satellite que les Etats-Unis d'Amérique ont mis au point et qu'ils envisagent de mettre en œuvre sont présentés dans les Annexes I et II du présent Rapport. Les systèmes à orbite basse comprennent deux satellites expérimentaux (Landsat-1 et Landsat-2) lancés respectivement en 1972 et 1975, et le satellite Landsat-3 en 1977. Des premières versions opérationnelles de ces satellites d'exploration de ressources de la Terre ont été lancées en 1982 (Landsat-D) et en 1984 (Landsat-D').

La France a lancé le satellite d'observation de la Terre SPOT-1 en 1986. Le Japon a lancé son premier satellite d'observation de la Terre, MOS-1, en 1987 et envisage le lancement en 1990 du satellite MOS-1b qui remplacera MOS-1. — L'Agence spatiale européenne étudie actuellement son satellite de télédétection, ERS-1, qui aura pour mission essentielle d'observer les océans et les zones côtières, avec des capteurs actifs et passifs; le lancement est prévu pour la fin de 1990. Le Canada envisage de mettre en orbite en 1994 un satellite d'exploration des ressources de la Terre (RADARSAT). Le Japon projette en outre de lancer le premier satellite d'exploration des ressources terrestres japonais (JERS-1) en 1992.

La plupart de ces engins doivent être équipés de façon à pouvoir procéder localement à la lecture directe des données recueillies par les capteurs et pourront également transmettre des résultats d'observation à des stations terriennes par l'intermédiaire d'un satellite relais géostationnaire (Rapport 982).

On trouvera dans les Annexes III, IV, V, VI et VII au présent Rapport une description plus complète des systèmes SPOT, MOS-1, ERS-1, RADARSAT et JERS-1 respectivement.

3.2 *Considérations relatives au spectre pour les systèmes d'exploration de la Terre par satellite*

Les systèmes d'exploration de la Terre par satellite comprennent des détecteurs passifs et actifs quelquefois installés à bord d'une plate-forme spatiale commune, qui utilisent tous deux d'importantes largeurs de bande pouvant occuper plusieurs centaines de MHz dans le cas des altimètres de bord.

Les satellites d'exploration de la Terre sont caractérisés par les débits binaires très élevés produits par un grand nombre de leurs détecteurs. Le Tableau I donne des paramètres typiques pour les différents types de détecteurs. Les prévisions faites par les spécialistes des problèmes de ressources terrestres montrent que, on sera amené à mettre en œuvre des détecteurs ayant des débits binaires allant jusqu'à 600 Mbit/s

TABLEAU I – *Détecteurs et paramètres typiques pour satellites d'exploration de la Terre*

Appareil	Largeur de la bande explorée (km)	Résolution	Débit binaire (bit/s)
Explorateur multispectre	185	83 m	15×10^6
Imageur orientable à haute résolution	48	10 m	$1{,}2 \times 10^8$
Radiomètre à spectres visible et infrarouge	2870	2 km	$3{,}3 \times 10^5$
Radar à diffusion	500	25 km	6×10^4
Radiomètre hyperfréquences	1350	10–25 km	5×10^3
Radar à ouverture synthétique	200	25 m	2×10^8
Altimètre radar	2	5 cm (1)	12×10^3

(1) Résolution verticale.

De plus, pour obtenir l'information des détecteurs à Terre au moyen de stations d'acquisition de données d'utilisateur peu coûteuses, des puissances surfaciques élevées sont nécessaires.

3.2.1 *Détecteurs passifs*

Les détecteurs passifs recueillent des données sur les phénomènes se déroulant à la surface de la Terre ou dans l'atmosphère, par réception d'énergie émise ou réfléchie. Initialement, la détection passive se faisait sur les longueurs d'onde du rayonnement visible et de l'infrarouge. Des études et des expériences plus récentes ont montré qu'on peut le faire dans la gamme des hyperfréquences. Un avantage important des détecteurs à hyperfréquences est que les longueurs d'onde sont plus grandes et, par conséquent, beaucoup moins affectées par les nuages et les précipitations; d'autre part, on peut les utiliser pour déterminer des températures de brillance à 1° près, par temps nuageux.

Les détecteurs passifs pour l'exploration de la Terre peuvent utiliser des bandes de fréquences attribuées à la radioastronomie et/ou à la recherche spatiale (passive). Cependant, on a constaté parfois que, pour certaines fonctions, la fréquence optimale pour un capteur passif ne coïncide pas avec les attributions faites à ces services. C'est pourquoi on a mis en train des études sur la possibilité de partager des bandes de fréquences entre des détecteurs passifs et des services autres que la radioastronomie et la recherche spatiale (passive). Les fréquences de fonctionnement et les largeurs de bande requises pour les détecteurs passifs actuellement mis au point font l'objet du Rapport 693.

3.2.2 *Détecteurs actifs*

Les détecteurs actifs à hyperfréquences possèdent deux caractéristiques qu'on ne trouve pas dans les détecteurs passifs. Ce sont:

- la possibilité de déterminer les caractéristiques topographiques de la surface terrestre et de la surface des mers,
- la possibilité d'obtenir des pouvoirs séparateurs spatiaux plus grands par l'utilisation d'un radar à ouverture synthétique.

Comme exemple de la première caractéristique, on peut citer la prospection pétrolière et la cartographie des gisements minéraux. Dans ces deux applications, la propriété qu'ont les détecteurs actifs à hyperfréquences de percer la végétation peut se révéler extrêmement précieuse.

Concernant la seconde caractéristique, il y a lieu d'indiquer que le meilleur radiomètre passif à hyperfréquences à formation d'images a un pouvoir séparateur optimal de l'ordre de 1 km, tandis que le radar à ouverture synthétique installé à bord du satellite Seasat a un pouvoir séparateur de 25 m.

Les possibilités des détecteurs actifs à hyperfréquences ont été démontrées pour des fréquences allant de 1,4 GHz jusqu'au-dessus de 30 GHz.

Le Rapport 695 montre que les bandes de fréquences attribuées au service de radiolocalisation pourraient être partagées avec des détecteurs actifs à hyperfréquences, sans que des brouillages nuisibles soient causés à l'un ou l'autre de ces services. Ce résultat apparaît dans la Recommandation 516. Les fréquences et les largeurs de bande nominales prévues pour les détecteurs actifs actuellement en cours de mise au point ainsi qu'un ensemble de fréquences préférées font l'objet du Rapport 693.

3.2.3 *Puissances surfaciques pour la transmission de données*

Les limites qui sont imposées actuellement à la puissance surfacique sont susceptibles d'entraîner des restrictions aux utilisations prévues pour les satellites d'exploration de la Terre. Plus précisément:

- plusieurs types de systèmes à satellites d'exploration prévoient de petites stations peu coûteuses pour l'acquisition des données. Ces stations auront pour fonction de fournir aux usagers les données en temps réel. La contrainte la plus importante à laquelle il faut faire face pour ces stations est une contrainte d'ordre économique. Les prix de revient doivent être minimaux si l'on veut pouvoir mettre ces stations à la disposition du plus grand nombre possible d'usagers. Pour ce faire, il faut mettre en œuvre de petites antennes dans ces stations, ce qui nécessite une puissance surfacique élevée;
- dans certaines configurations géométriques, une liaison allant d'un satellite d'exploration de la Terre jusqu'à un satellite relais pour la poursuite et la collecte des données peut aussi nécessiter des puissances surfaciques dépassant les limites imposées actuellement.

Les satellites sur orbite basse constituent un moyen efficace pour le partage du temps et, d'autre part, les études ont montré que le partage pourrait être réalisé entre les services, même dans le cas des puissances surfaciques élevées. Dans ces conditions, il pourrait y avoir intérêt à accroître les puissances surfaciques autorisées dans les bandes devant être utilisées par des satellites d'exploration de la Terre.

3.2.4 *Techniques de transmission de données*

3.2.4.1 *Modes de transmission et débits binaires*

Les données seront transmises à partir des satellites prévus, jusqu'à la Terre, selon trois modes:

- directement en temps réel ou en temps différé aux grandes stations d'acquisition de données;
- directement en temps réel ou en temps différé aux stations plus petites dont disposent les utilisateurs locaux pour l'acquisition des données;
- par l'intermédiaire de satellites relais de données géostationnaires qui permettront la transmission continue en temps réel.

Le besoin de disposer d'un débit de données élevé pour les programmes de satellites d'exploration de la Terre actuels et en projet (voir les Annexes au présent Rapport) a conduit à utiliser la bande de fréquences 8025-8400 MHz pour les liaisons espace vers Terre. Le programme LANDSAT et les futurs satellites d'exploration de la Terre des Etats-Unis utiliseront également la bande de fréquences 14,4-15,35 GHz pour la transmission à débit de données élevé via le satellite de poursuite et de relais de données (TDRS).

Lorsqu'on procédera au choix des bandes de fréquences à utiliser pour la liaison de données satellite vers Terre, il faudra tenir compte des caractéristiques des stations terriennes, des débits binaires élevés, du nombre probable des satellites qui seront utilisés pour l'exploration de la Terre et des propriétés de l'atmosphère. A noter que le débit binaire requis dépendra du développement des techniques mises en œuvre pour extraire l'information à bord des satellites.

3.2.4.2 *Compression de la largeur de bande*

Dans une liaison d'acquisition de données pour un satellite d'exploration de la Terre, la nécessité principale d'une large bande de fréquences résulte de la transmission d'images utilisant des données d'observations à 2 ou 3 dimensions. En ce qui concerne cette transmission, on a étudié un certain nombre de techniques de compression de la largeur de bande. Deux solutions sont possibles à cet égard:

- la compression des données,
- l'emploi de nouvelles techniques de modulation.

Le recours à ces techniques peut faciliter la prise en compte des débits binaires très élevés auxquels il y a lieu de s'attendre avec les futurs détecteurs du service d'exploration de la Terre par satellite.

a) *Compression des données*

La compression des données (ou codage à la source) peut, dans l'avenir, jouer un rôle important dans chaque étape du processus d'acquisition et de diffusion des données. On peut réduire le débit binaire nécessaire pour la transmission vers le sol en tirant parti des propriétés statistiques des données d'image.

La possibilité pratique d'application des techniques de compression des données au cas des ressources de la Terre dépend d'un certain nombre de facteurs, comprenant:

- les erreurs moyennes quadratiques entre les scènes originales et les scènes comprimées puis reconstruites,
- l'effet sur la précision de la classification,
- les besoins pour ce qui est du matériel à mettre en œuvre,
- les besoins en matière de calcul,
- la qualité subjective de l'image.

Pour les satellites d'exploration de la Terre géostationnaires, le débit binaire des données d'image pourrait être réduit grâce à la technique d'exploration lente ou de codage entre trames qui est déjà employée dans la compression des données en télévision en couleur [Iijima et autres, 1975]. Cependant, le satellite devrait être doté d'une mémoire de très grande capacité.

b) *Techniques de modulation*

On peut réaliser la compression de la largeur de bande en choisissant convenablement le système de modulation pour la transmission du signal. Par exemple, le choix d'un système à modulation MDP-4, comme dans le traceur de cartes thématique de Landsat-D et pour les données visibles à haute résolution SPOT, réduit à peu près de moitié la largeur de bande nécessaire par rapport aux systèmes de modulation MDP-2 [Chakraborty, 1975].

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

CHAKRABORTY, D. [novembre 1975] Experiments with high-speed digital transmission via satellite links. 3rd International Conference on Digital Satellite Communications.

IIJIMA, Y. ISHIGURO, T., KANEKO, H. et SHIGAKI, S. [décembre 1975] Interframe coding for 4-MHz color television signals. *IEEE Trans. Comm.*, Vol. COM-23, **12**, 1461-1466.

ANNEXE I

PROGRAMME LANDSAT

1. Landsat-1, Landsat-2 et Landsat-3

Le programme des satellites Landsat-1, Landsat-2 et Landsat-3 des Etats-Unis d'Amérique (précédemment appelés satellites technologiques pour l'observation des ressources terrestres) a été conçu comme un moyen de recherche et d'expérimentation qui doit permettre de démontrer qu'il est possible et rationnel d'utiliser des détecteurs spatiaux pour parvenir à une gestion plus efficace des ressources en question. Les connaissances acquises grâce à l'utilisation des données recueillies par trois satellites ont ouvert la voie à la mise au point de systèmes plus efficaces et pleinement opérationnels pour la gestion des ressources terrestres. Les satellites Landsat-1 (lancé en 1972), Landsat-2 (lancé en 1975) et Landsat-3 (lancé en 1977) ne sont plus en service.

2. Programme ultérieur LANDSAT

Le programme ultérieur LANDSAT des Etats-Unis d'Amérique (précédemment connu sous l'appellation de satellite pour l'observation de la Terre) a pour objet de poursuivre les recherches entreprises avec les satellites Landsat-1, Landsat-2 et Landsat-3. Landsat-D et Landsat-D' ont été lancés respectivement en 1982 et en 1984. Les objectifs de ce programme sont, premièrement, de spécifier les instruments perfectionnés pour la détection à distance (détecteurs), les systèmes pour l'observation de la Terre et les missions qui sont nécessaires pour:

- assurer l'étude et le contrôle des ressources terrestres,
- détecter et surveiller les polluants à la surface du globe et dans l'atmosphère,
- mieux comprendre le comportement physique des océans, de l'interaction eau/atmosphère et des phénomènes qui se déroulent dans les régions côtières,

et, deuxièmement, de fournir aux utilisateurs les données dont ils ont besoin en ces matières.

2.1 *Charge utile de la première mission*

La première mission du programme ultérieur LANDSAT concerne l'étude des ressources terrestres et la mesure de la pollution. Il est équipé d'un dispositif de cartographie thématique (TM) à 6 voies, explorant une zone de 185 km avec une résolution de 30 m et d'un analyseur multispectre (MSS) à 5 voies. Les données des appareils servant à l'exploration de la Terre sont transmises en temps réel, sans possibilité d'enregistrement à bord des satellites.

2.2 *Caractéristiques orbitales et commande d'orientation*

La couverture systématique et répétée de la surface terrestre doit être assurée de façon que les différents détecteurs puissent recueillir des images multispectre pouvant être utilisées avec le maximum de profit. Le satellite Landsat évolue sur une orbite circulaire, quasi polaire, héliosynchrone, à une altitude prévue de 705 km. Il gravite autour de la Terre en 99 min et assure le balayage complet de la surface du globe en 16 jours.

En fonctionnement normal, le sous-système de commande d'orientation (ACS) maintient le satellite pointé en permanence sur le centre de la Terre, avec une précision meilleure que 0,01°. Les perturbations d'orientation ne dépassent pas 2″ d'arc et la dérive est inférieure à 2×10^{-6} degrés/s.

2.3 *Système de transmission à débit binaire élevé*

Le dispositif de cartographie thématique (TM) et l'analyseur multispectre (MSS) inclus dans les satellites Landsat ultérieurs permettent d'obtenir un débit binaire composite d'environ 84 Mbit/s.

Les trois liaisons de transmission de données à large bande pour Landsat-D sont les suivantes:

- la liaison primaire, dans le sens satellite vers Terre, passe par le satellite de poursuite et relais de données (TDRS). Le débit binaire composite de 84 Mbit/s est transmis vers le TDRS à la fréquence 15,0034 GHz;
- les données du TM à 84 Mbit/s sont émises directement vers la Terre à la fréquence 8215,5 MHz. On applique pour cela la modulation MDP-4 avec une largeur de bande d'environ 100 MHz. Pour permettre une acquisition maximale des données par les stations terriennes participantes, on utilise une antenne de satellite à grand angle, donnant le gain maximal dans la direction de la distance oblique maximale;
- on émet directement vers la Terre des données MSS à 15 Mbit/s. Ce sous-système, qui fonctionne dans la bande 9, est identique au sous-système de télémesure à large bande utilisé avec Landsat-1, Landsat-2 et Landsat-3. Cette liaison de transmission de données est incluse dans le programme ultérieur LANDSAT, pour assurer la continuité de la transmission des données vers les stations terriennes existantes qui reçoivent actuellement des données MSS de Landsat.

2.4 *Sous-système de transmission et de traitement des données (CDH)*

Le sous-système CDH permet la commande, au sol et à bord, de toutes les fonctions du satellite et des appareils; il permet aussi la récupération des données de télémesure à faible débit binaire. Ce sous-système comprend l'équipement de télécommunication, composé des émetteurs et récepteurs radioélectriques, ainsi que l'équipement de traitement des données, composé d'un groupe de télécommande, d'un groupe de télémesure et d'un calculateur embarqué.

Pour de plus amples détails, se reporter aux Annexes I et II du Rapport 535 (Genève, 1982).

ANNEXE II

PROGRAMME SEASAT

Le principal objectif du programme Seasat était de déterminer si l'on peut appliquer à l'océanographie des appareils de télédétection montés à bord de satellites. L'engin spatial Seasat fut lancé en 1978 et placé sur une orbite quasi polaire. Il faisait le tour de la Terre 14 fois par jour et recueillait des données sur 95% de la surface des océans toutes les 36 h. Alors qu'il était conçu pour fonctionner pendant 1 an, une panne très grave affecta son sous-système d'alimentation en énergie, empêchant toute communication avec le satellite après trois mois de fonctionnement. Cependant, une interprétation poussée de toutes les données acquises pendant la mission a permis d'atteindre presque tous les objectifs du programme; en particulier, on a prouvé la possibilité de mesurer les caractéristiques océanographiques au moyen de micro-ondes.

L'engin spatial Seasat représentait le pas le plus important dans la mise au point et la démonstration d'un système global d'observation de la dynamique des océans au moyen de techniques de mesure appropriées à partir d'une plate-forme. Il transportait une charge utile d'instruments de mesure destinés à confirmer les principes à la base des observations et des mesures des caractéristiques des océans, en particulier pour assurer la prévision de la circulation océanique générale, le contrôle synoptique et la prévision des phénomènes de surface transitoires. Les objectifs à atteindre comprenaient aussi les mesures du géoïde de la Terre, des séismes, la surveillance des dommages, la cartographie des champs de glace, la mensuration précise de la topographie de la surface des mers et l'observation de la hauteur des vagues, de la vitesse et de la direction des vents de surface, de la forme des courants océaniques et de la température de la surface de la mer.

L'équipement du satellite en instruments comprenait trois capteurs actifs: un altimètre radar, un diffusiomètre à champ de vent et un radar à ouverture synthétique, tous appareils qui fonctionnaient normalement sans interruption au-dessus des mers mais étaient hors circuit au-dessus des terres. Un radiomètre à balayage fonctionnait dans les domaines visible et infrarouge du spectre.

L'engin spatial était placé, à une altitude d'environ 800 km, sur une orbite quasi circulaire inclinée de 108° par rapport à l'équateur. Comme sa période de révolution était de 6045 s, il décrivait par conséquent 14 1/3 révolutions par jour. L'orbite n'étant pas héliosynchrone, le cycle de précession du jour à la nuit devait être d'environ 3,5 à 5,5 mois.

L'équipement de télécommunication de l'engin spatial Seasat pour la télécommande, la poursuite et la transmission des données consistait en un récepteur et quatre émetteurs. Le récepteur double (redondant) fonctionnait en ondes décimétriques (bande 9). Deux émetteurs à ondes décimétriques étaient utilisés principalement pour la transmission des données, mais aussi pour la poursuite. L'un des émetteurs était à large bande; sa largeur de bande était de 20 MHz pour le débit binaire du radar à ouverture synthétique. La largeur de bande de l'autre émetteur, à bande étroite, était de 5 MHz; les données, en temps réel ou enregistrées, en provenance des autres détecteurs étaient transmises par cet émetteur.

Deux autres émetteurs, l'un fonctionnant en ondes métriques (bande 8), l'autre en ondes décimétriques (bande 9), émettaient des signaux stables, non modulés. Ces signaux servaient à la mesure des variations de distance. L'emploi de deux fréquences différentes permettait de compenser les effets dus à la propagation lors de la traversée de l'ionosphère.

L'altimètre radar fonctionnait en ondes centimétriques (bande 10); sa puissance d'émission de crête était de 2,5 kW. Le diffusiomètre fonctionnait en ondes centimétriques (bande 10) de manière que l'espacement entre sa fréquence et celle de l'altimètre soit de 1000 MHz environ; sa puissance de crête était de 100 W. Le radar à ouverture synthétique fonctionnait en ondes décimétriques du milieu de la bande 9, avec une puissance de crête de 800 W.

Normalement l'altimètre et le diffusiomètre ne fonctionnaient qu'au-dessus des mers. L'illumination d'un point quelconque de la Terre n'avait lieu, au maximum, que pendant 2,4 s par jour par l'altimètre et pendant 2 min par jour par le diffusiomètre.

L'illumination d'un point quelconque de la Terre par le radar à ouverture synthétique n'avait lieu, au maximum, que pendant 2 s par jour.

Pour plus de détails, voir l'Annexe III au Rapport 535 (Genève, 1982).

ANNEXE III

PROGRAMME SPOT

1. Introduction

Le satellite SPOT-1 est le premier d'une génération de satellites d'observation de la Terre, que la France a mis en œuvre en 1986. Le premier de ces satellites a pour objectif principal de constituer, préserver et rendre disponible une base de données de télédétection à résolution élevée sur une grande partie du globe, permettant ainsi:

- d'effectuer des études sur l'utilisation du sol et l'évolution de l'environnement;
- d'évaluer les ressources naturelles renouvelables (agriculture-forêt, etc.);
- de contribuer à l'exploration des ressources minérales;
- d'effectuer des travaux cartographiques dans la gamme des moyennes échelles telles que le 1/100 000, de réviser fréquemment les cartes aux échelles de l'ordre du 1/50 000 et d'établir des cartes de types nouveaux.

Pour atteindre ces objectifs, deux dispositifs détecteurs fonctionnant dans le spectre visible ont été spécialement conçus:

- un dispositif multibande à 3 canaux (0,5 à 0,59 μm, 0,61 à 0,68 μm, 0,79 à 0,89 μm)
- un dispositif panchromatique à haute résolution (0,51 à 0,73 μm)

Deux instruments de prises de vues identiques sont équipés de ces deux détecteurs, chaque instrument permettant de réaliser indépendamment de l'autre des prises de vues multibandes ou panchromatiques. Ces instruments, dits HRV (Haute Résolution Visible), sont embarqués sur une plate-forme conçue pour assurer, non seulement la première mission, mais des missions futures.

Deux satellites (SPOT-2 et 3) aux caractéristiques identiques à Spot 1 sont prévus pour succéder à SPOT-1. La France prépare une seconde génération de satellites d'observation de la Terre avec le lancement du premier satellite (SPOT-4) à partir de 1992.

2. Caractéristiques du satellite et de l'orbite

L'engin spatial est conçu de manière que la charge utile constitue une entité indépendante de sorte qu'il soit possible d'utiliser à nouveau le concept de la plate-forme dans le cadre de missions nouvelles. De plus, la structure générale de l'engin spatial est modulaire autorisant ainsi une certaine souplesse d'emploi.

SPOT-1 est sur une orbite circulaire, quasi polaire, héliosynchrone, à une altitude nominale de 822 km. Il gravite autour de la Terre en 101,3 min, assurant ainsi un balayage complet de la Terre en 26 jours. Cependant les instruments HRV sont équipés d'un dispositif qui leur permet d'observer la surface de la Terre de part et d'autre de la verticale locale dans un plan perpendiculaire au vecteur vitesse absolue du satellite. Ainsi il est possible d'augmenter considérablement la répétitivité des observations sur une zone choisie. Par exemple, grâce au dispositif de visée latérale, il est possible d'observer 8 fois la même zone terrestre équatoriale en 26 jours.

3. Système de transmission et de traitement des données

Un système de transmission et de traitement des données est prévu pour l'ensemble du débit d'informations échangées entre l'engin spatial et les stations terriennes. Il comprend trois sous-systèmes distincts:

- poursuite, télécommande et télémesure de servitude: sous-système appartenant à la plate-forme;
- télémesure à large bande: sous-système appartenant à la charge utile;
- enregistreurs magnétiques vidéo à large bande: sous-système appartenant à la charge utile également.

3.1 *Sous-système de télémesure, télécommande et poursuite*

Ce sous-système recueille et transmet aux stations terriennes les données de télémesure de maintenance de l'engin spatial. Il retransmet les informations de poursuite, reçoit et exécute à bord de l'engin spatial les ordres des stations terriennes.

Les données de télémesure de maintenance sont des signaux MIC, codés NRZ-M, modulant en phase à deux états une porteuse. Ils sont transmis dans la bande 2200 à 2290 MHz à la vitesse de 2048 bit/s.

Les ordres de télécommande sont des signaux MIC, codés NRZ-L ou M, modulant également en phase à deux états une porteuse. Ils sont transmis dans la bande 2025 à 2110 MHz, à la vitesse de 2 kbit/s.

La poursuite est assurée:

- soit par une mesure de distance aller et retour, obtenue par mesure des déphasages sur des modulations sinusoïdales, qui permettent de lever séquentiellement les ambiguïtés;
- soit par une mesure de l'écart Doppler entre la fréquence émise et la fréquence reçue après un trajet aller-retour station terrienne-engin spatial;
- soit par une combinaison de deux types de mesures selon les exigences de restitution d'orbite.

3.2 *Télémesure à large bande*

Le sous-système de télémesure à large bande reçoit et traite les données fournies par les deux instruments HRV ou celles fournies par les deux enregistreurs magnétiques vidéo à large bande. Ce sous-système se compose d'un émetteur d'une puissance de 20 W fonctionnant dans la bande 8025 à 8400 MHz. Il permet la transmission simultanée des informations provenant des 2 instruments HRV, soit en direct, soit via celui des enregistreurs qui est en mode reproduction. Lorsqu'un des deux instruments ne fonctionne pas, l'information manquante est remplacée par un code pseudo-aléatoire sans signification particulière.

Chaque canal d'informations associé à un instrument HRV, est constitué par le signal MIC, codé NRZ-L, transformé par un codage différentiel de type Gray. Le rythme de bits de chaque canal est 25 Mbit/s. Les deux canaux sont multiplexés de telle sorte que le débit d'informations est de 50 Mbit/s. Après multiplexage les informations sont soit enregistrées, soit transmises au sol. Les informations sont transmises au sol en modulant une porteuse à quatre états de phase.

La forme du diagramme de l'antenne d'émission a été conçue de manière à compenser autant que possible la dynamique du signal entre 5° et 90° d'élévation.

3.3 *Enregistrement magnétique vidéo à large bande*

Deux enregistreurs magnétiques vidéo à large bande enregistrent et reproduisent les informations en provenance des deux instruments de détection. En fonctionnant l'un des enregistreurs est toujours en mode reproduction lorsque l'autre est en mode enregistrement. Dans ces conditions le débit d'informations en provenance des deux instruments est toujours enregistré ou retransmis par un seul et même enregistreur. La durée maximale d'enregistrement est de 22 min par enregistreur. La vitesse d'enregistrement et la vitesse de lecture sont égales (50 Mbit/s).

4. Suite du programme SPOT:

Une seconde génération est en cours de développement avec la préparation des satellites SPOT-4 et 5. Les principaux objectifs de cette seconde génération sont:

- Amélioration des performances générales du satellite, notamment en terme de durée de vie (passage à 5 ans).
- Extension de la mission à haute résolution (bande supplémentaire en moyen infrarouge: 1,58 à 1,75 µm).
- Introduction d'une nouvelle charge utile Végétation pour l'observation avec grande répétitivité dans le domaine du visible (bandes identiques à l'instrument principal et bande supplémentaire autour de 0,45 µm).

ANNEXE IV

SATELLITE D'OBSERVATION DE LA MER (MOS-1)

1. Introduction

Le premier satellite japonais d'observation de la Terre MOS-1 est un satellite expérimental destiné à recueillir des informations sur la surface de la Terre (couleur et température de la surface de la mer, utilisation du sol, etc.) et à établir des bases techniques fondamentales d'observation par satellite.

Les plans théorique et préliminaire du satellite MOS-1 ont été achevés respectivement en 1979 et 1981. Le satellite a été lancé en 1987 par le lanceur N-II. Le Japon a l'intention de lancer en 1990 MOS-1b qui succèdera au satellite MOS-1.

1.1 *Objectifs de la mission*

Les objectifs du programme MOS-1 sont les suivants:

- établir des bases techniques fondamentales communes aux satellites d'observation de la mer et de la Terre,
- observer l'état de la surface de la mer et de l'atmosphère à l'aide de radiomètres utilisant la gamme des ondes lumineuses, celle de l'infrarouge et celle des hyperfréquences et vérifier le fonctionnement de ces détecteurs.

1.2 *Equipement pour la mission*

1.2.1 *Détecteurs*

Il faudra installer à bord du satellite MOS-1 un radiomètre multispectre à autobalayage électronique (MESSR), un radiomètre utilisant la gamme des radiations visibles et infrarouges thermiques (VTIR) et un radiomètre à hyperfréquences à balayage (MSR).

Le MESSR est un radiomètre à grande résolution travaillant dans la gamme des radiations visibles et proches de l'infrarouge, avec une méthode de balayage «push-broom» utilisant des dispositifs à charge couplée (CCD).

Le VTIR est un type de radiomètre à balayage mécanique servant à mesurer la température de la surface de la mer, etc.

Le MSR est un radiomètre du type Dicke servant à mesurer la teneur en vapeur d'eau dans l'atmosphère.

Les caractéristiques qu'il est actuellement prévu de donner à ces radiomètres sont résumées dans le Tableau II.

1.2.2 *Répéteur DCS (Système de rassemblement de données)*

Pour réaliser les expériences fondamentales relatives au rassemblement par satellite, des données recueillies à l'aide de nombreuses plates-formes de collecte de données (DCP) et pour localiser les DCP, le satellite MOS-1 doit transporter un répéteur pour le DCS expérimental.

2. Lancement et orbite

L'orbite opérationnelle de MOS-1 est héliosynchrone, avec une période de récurrence de 17 jours. L'altitude nominale est de 909 km. L'heure locale du nœud descendant est maintenue entre 1000 et 1100 h.

3. Système de communication

Un diagramme schématique du système de communication est présenté à la Fig. 1. On a choisi la bande des 8 GHz pour la transmission des données recueillies à l'aide du MESSR et du VTIR, avec un débit binaire d'environ 9 Mbit/s. Les données du MSR sont transmises sur une liaison à 2 GHz. Les caractéristiques du système de communication figurent dans le Tableau III.

TABLEAU II – *Caractéristiques des capteurs du MOS-1*

Détecteur / Rubrique	MESSR	VTIR		MSR	
Objectif de mesure	Couleur de la surface de la mer	Température de la surface de la mer		Contenu de vapeur d'eau dans l'atmosphère	
Longueur d'onde (μm)	0,51 à 0,59 0,61 à 0,69 0,72 à 0,80 0,80 à 1,1	0,5 ≈0,7	6 à 7 10,5 à 11,5 11,5 à 12,5	–	
Fréquence (GHz)	–	–	–	23,8	31,4
Résolution géométrique (Champ de vision instantané en km)	0,05	0,9	2,7	32	23
Résolution radiométrique	39 dB(1)	55 dB(1) (Albédo = 80%)	0,5 K	1K	1K
Zone explorée (km)	100 (un élément optique) × 2	1500		320	
Méthode d'exploration	Electrique	Mécanique		Mécanique	

(1) Rapport signal/bruit à l'exception du bruit de quantification.

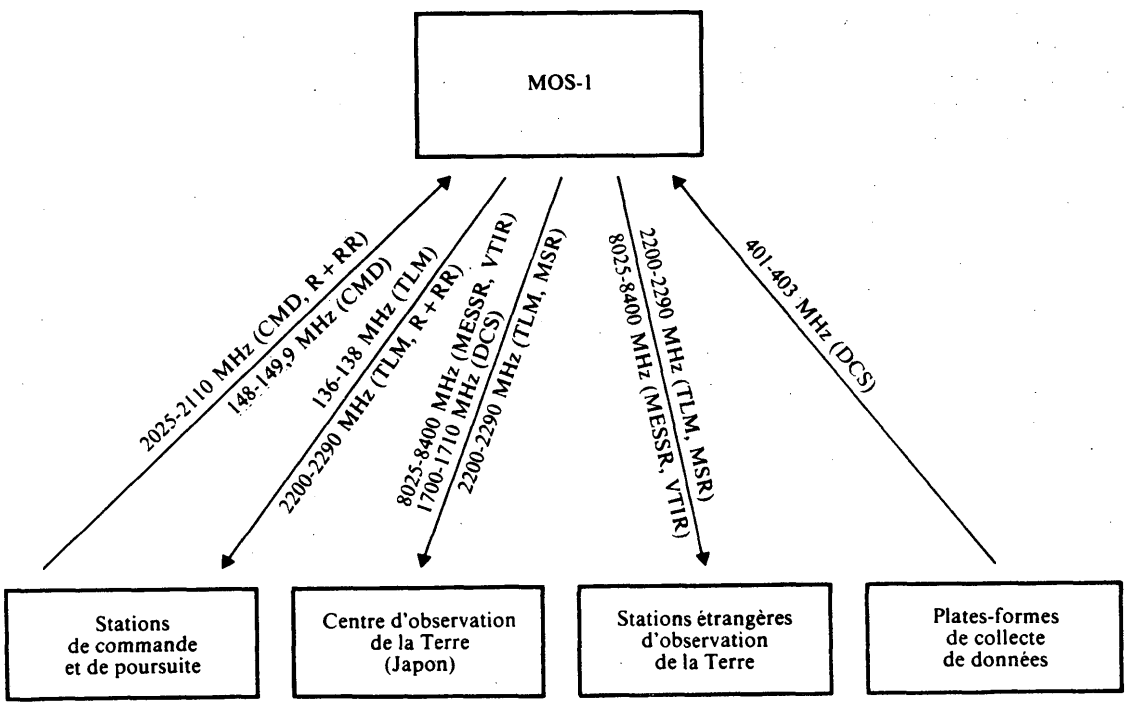


FIGURE 1 – *Système de communication du MOS-1*

TABLEAU III – *Caractéristiques du système de communication du MOS-1*

Liaison / Fonction / Caractéristiques	Espace-Terre					Terre-espace		
	MESSR et VTIR	MSR	DCS	R+RR	TLM	DCS	CMD	R+RR
Fréquence	8025-8400 MHz	2200-2290 MHz	1700-1710 MHz	2200-2290 MHz	2200-2290 MHz et 136-138 MHz	401-403 MHz	2025-2110 MHz et 148-149,9 MHz	2025-2110 MHz
Modulation	MDM	MIC-MDP-MP	MP	Tonalité : MA-MP	Temps réel : MP Emmagasiné : MDP-MP	MDP ou MDM	MDF	Tonalité : MA-MP
Débit binaire	8,78 Mbit/s	2 kbit/s	100 bit/s	–	Temps réel : 1024 bit/s Emmagasiné : 26 624 bit/s	100 bit/s	128 bit/s	–

ANNEXE V

ERS, PROGRAMME DE SATELLITE DE TÉLÉDÉTECTION

1. Introduction

ERS-1 constitue le premier d'une famille de satellites de télédétection de l'Agence spatiale européenne (ASE). Son lancement est prévu pour le milieu de 1989. On projette de mettre au point ultérieurement des satellites destinés à des applications opérationnelles en météorologie, en océanographie et à des observations perfectionnées de la Terre.

ERS-1 a principalement à remplir une mission océanographique visant à:

- mettre au point et promouvoir des applications permettant d'accéder à une meilleure compréhension de l'état des océans, mers et glaces ainsi que des paramètres qui les concernent;
- améliorer la connaissance scientifique des processus d'évolution des zones côtières et des océans.

2. Orbite

ERS-1 sera lancé et placé sur une orbite circulaire héliosynchrone à une altitude nominale de 777 km de nœud descendant à 1015 heure locale. On s'attend à une incertitude sur la répétition de la projection de la trajectoire, inférieure à ± 1 km dans la direction transversale.

Au cours des 3 années de la mission, le cycle normal de répétition pourra être modifié à des fins expérimentales et donc certains éléments orbitaux varieront.

3. Charge utile de ERS-1

Pour la charge utile, la priorité a été donnée à un ensemble complet d'instruments radar conçus principalement pour observer les océans. Ces instruments sont les suivants:

- un instrument hyperfréquences actif (AMI «Active microwave instrument») combinant un radar à ouverture synthétique (SAR «Synthetic aperture radar») et un diffusiomètre éolien;
- un altimètre radar (RA «Radar altimeter»).

En plus des instruments cités ci-dessus, la charge utile comprend:

- un radiomètre à balayage longitudinal et un sondeur hyperfréquences (ATSR-M «Along track scanning radiometer and microwave sounder»);
- un instrument de mesure précise des distances et des vitesses radiales (PRARE «Precise range and range rate experiment»);
- un rétroréflecteur laser.

3.1 *Instrument hyperfréquences actif (AMI)*

3.1.1 *Radar à ouverture synthétique, SAR à modes «générateur d'images» et «vagues»*

Le radar à ouverture synthétique (SAR) de l'AMI utilise une grande partie de l'équipement commun, pour le mode «générateur d'images» et le mode «vagues». Les caractéristiques du SAR sont récapitulées dans le Tableau IV.

TABLEAU IV – *Caractéristiques du SAR du satellite ERS-1*

Fréquence (MHz)	5300
Largeur de bande (MHz)	15,5
Fréquence de répétition (Hz)	1620-1720
Durée d'impulsion (μs)	37,1
Puissance d'émission (valeur de crête) (kW)	5,8 (à la sortie de l'amplificateur de puissance)
Polarisation	Rectiligne verticale

Ce Tableau est valable à la fois pour les deux modes: le mode «générateur d'images» et le mode «vagues». Dans le cas du mode «générateur d'images», les données sont recueillies en provenance de zones de près de 100 km de large pendant 10 min au maximum par orbite. Dans le cas du mode «vagues», les données sont recueillies en provenance de zones de 5 km de large (n'importe où dans les limites de possibilité de la zone d'obtention des images) pour 5 km le long de la trajectoire à intervalles de 200 ou 300 km.

3.1.2 *Diffusiomètre éolien*

Lorsqu'il fonctionne dans le mode «diffusiomètre éolien», l'AMI utilise une antenne à 3 faisceaux. La description de cet instrument est donnée au Tableau V.

TABLEAU V – *Caractéristiques du diffusiomètre éolien du satellite ERS-1*

Fréquence (MHz)	5300		
Puissance d'émission (valeur de crête) (kW)	5,8 (à la sortie de l'amplificateur de puissance)		
Polarisation	Rectiligne verticale		
Faisceau	*Avant*	*Milieu*	*Arrière*
Durée d'impulsion (μs)	130	70	130
Intervalle de répétition d'impulsion (ms)	10,2	8,7	10,2
Orientation (degrés)	45	90	135

Le rassemblement des données s'effectue sur une zone de 500 km. On s'attend à déterminer la vitesse du vent à 10% près dans la gamme allant de 4 à 24 m/s et la direction du vent à 20° près. Le mode «diffusiomètre éolien» et le mode «vagues» sont exploités tour à tour.

3.2 *Altimètre radar*

L'altimètre radar du satellite ERS-1 aura les caractéristiques décrites au Tableau VI ci-après:

TABLEAU VI – *Caractéristiques de l'altimètre radar du satellite ERS-1*

Fréquence (GHz)	13,8
Largeur de bande (MHz)	330
Durée d'impulsion (μs)	20
Puissance d'émission (valeur de crête) (W)	50
Fréquence de répétition d'impulsion (Hz)	1020
Gain d'antenne (dBi)	42

La précision attendue pour la mesure de l'altitude est de 10 cm au-dessus de l'eau et de 40 cm au-dessus de la glace. On compte sur une précision de 10% sur la gamme des hauteurs allant de 1 à 20 m pour la mesure des hauteurs des vagues d'amplitude notable.

3.3 *Radiomètre à balayage longitudinal et sondeur hyperfréquences (ATSR-M)*

L'ATSR-M est un instrument purement passif qui est utilisé pour les observations suivantes:

- température de surface de la mer;
- images de la température de surface;
- nuages, aérosols et teneur totale de l'atmosphère en vapeur d'eau.

L'instrument se compose d'un radiomètre à infrarouge et d'un radiomètre à hyperfréquences, ce dernier fonctionnant à 23,8 GHz et 36,5 GHz.

3.4 *Instrument de mesure précise des distances radiales (PRARE)*

Cet instrument a pour objet d'étendre la mission ERS-1 vers des applications géodésiques et géodynamiques, l'objectif de PRARE étant de déterminer la composante radiale de l'orbite du satellite avec une précision de l'ordre de 10 cm. Le Tableau VII récapitule les caractéristiques de l'instrument PRARE.

TABLEAU VII – *Caractéristiques de l'instrument PRARE du satellite ERS-1*

Liaison montante	
Fréquence (MHz)	7225,296
Largeur de bande (MHz)	20
Facteur de bruit du système (dB)	3,9
Liaison descendante à 8 GHz	
Fréquence (MHz)	8489
Largeur de bande (MHz)	20
Puissance émise (W)	1
Rapidité de modulation (MDP) (Mbit/s)	10 (bruit pseudo-aléatoire)
Gain d'antenne maximal (dB)	5,7
Liaison descendante à 2 GHz	
Fréquence (MHz)	2248
Largeur de bande (MHz)	2
Puissance émise (W)	1
Rapidité de modulation (MDP) (Mbit/s)	1 (bruit pseudo-aléatoire)
Gain d'antenne maximal (dBi)	5,7

La bande des 7/8 GHz est utilisée pour la mesure des distances et la bande des 2 GHz pour les corrections ionosphériques.

Des renseignements supplémentaires sur les satellites géodésiques et géodynamiques sont fournis dans le Rapport 988.

4. Système de communication et de traitement des données

4.1 *Poursuite, télémesure et télécommande*

Les informations de contrôle interne, de débit binaire 2048 bit/s, modulent en MIC-MDP-MP une porteuse à 2225 MHz.

La télécommande fait appel à une porteuse à 2048,85 MHz modulée en MIC-MDP-MP avec un débit de données de 2000 bit/s.

4.2 *Transmission des données de la charge utile*

Les données du mode «générateur d'images» SAR de l'AMI sont transmises au sol en temps réel par une liaison à 105 Mbit/s MDP-4 dans la bande des 8 GHz désignée «liaison I». Cette liaison ne fonctionnera qu'environ 10 min par orbite.

Les données de tous les autres instruments sont, soit transmises en temps réel, soit enregistrées à bord puis retransmises ultérieurement à l'aide de la liaison II. Le débit de données de tous ces autres instruments est de 800 kbit/s. Les données en temps réel sont codées selon un code de convolution et les données résultantes avec un débit de 3,2 Mbit/s. De plus, sur les stations principales, l'enregistreur de bord effectue la relecture à 15 Mbit/s. La porteuse de la liaison II est alors modulée par cette reproduction (à 15 Mbit/s) en même temps que par les données résultantes transmises en temps réel.

Le Tableau VIII récapitule les caractéristiques de transmission.

TABLEAU VIII – *Satellite ERS-1: émission dans la bande des 8 GHz*

Liaison I	
Fréquence porteuse (MHz)	8140
Modulation	MDP-4 avec codage différentiel
Débit binaire (Mbit/s)	105
Puissance rayonnée (dBW)	11,9
Gain d'antenne maximal (dBi)	8,5
Polarisation	Circulaire dextrogyre
Liaison II	
Fréquence porteuse (MHz)	8040
Modulation (1)	a) MDP-2 à double niveau de phase b) MDP dissymétrique (avec un facteur de dissymétrie de 1/4)
Débit binaire (1)	a) 3,2 Mbit/s b) Double niveau de phase à 3,2 Mbit/s et NRZ à 15 Mbit/s
Puissance rayonnée (dBW)	11,9
Gain d'antenne maximal (dBi)	8,5
Polarisation	Circulaire dextrogyre

(1) Les exploitations a) et b) s'excluent l'une l'autre.

ANNEXE VI

RADARSAT

1. Introduction

Le Canada a entrepris de préparer un programme national pour la mise au point et l'exploitation de RADARSAT, un système à satellites de télédétection. Radarsat sera un satellite à orbite polaire avec stabilisation triaxiale équipé d'une charge utile comportant un radar à ouverture synthétique, un diffusiomètre et un instrument optique. La charge utile sera installée sur une plate-forme pour orbite basse dérivée de la plate-forme conçue pour le satellite géostationnaire Olympus. Ce satellite est conçu pour une durée de 5 ans en orbite faisant suite à un lancement effectué par la navette de l'espace de la NASA au milieu de 1991. On s'attend à ce que la durée d'exploitation s'étende sur plus de 8 années après la remise en état sur place du satellite en orbite, au cours de la cinquième année.

2. Objectifs

La mission de Radarsat a pour objet de contrôler et de prévoir l'emplacement et le type de glace de mer; de fournir des renseignements scientifiques pour l'analyse de la glace de mer; d'aider la programmation des itinéraires des navires, les forages en mer et leur production, les flottes de pêche et le contrôle des nappes de pétrole; de fournir des renseignements pour l'exploitation des ressources de l'agriculture, de la sylviculture et de l'hydrologie et de mettre à jour les cartes géologiques.

3. Orbite

Le satellite Radarsat sera placé sur une orbite circulaire héliosynchrone quasi polaire de nœud descendant à 0944 heure locale et de période de 105,21 min à la hauteur moyenne de 1004 km. Le cycle de répétition sera de 16 jours.

4. Charge utile

La charge utile de Radarsat comprend les instruments suivants:

4.1 *Radar à ouverture synthétique (SAR)*

Le radar à ouverture synthétique fournira les données-images brutes pour l'obtention d'images à haute résolution provenant d'une largeur de zone supérieure à 100 km. Cette zone sera l'une des quatre qu'on pourra choisir dans une zone accessible de 500 km. Le système entièrement étalonné produira une puissance d'émission moyenne de 500 W à 5,3 GHz; cette puissance servira à assurer l'éclairage cohérent d'une zone située à gauche du nadir par l'intermédiaire d'une antenne réseau plane. Les caractéristiques du SAR sont récapitulées au Tableau IX. L'instrument SAR fonctionnera pendant 20 min au maximum en éclairage solaire et pendant 8 min au maximum lors de l'éclipse au cours de chaque orbite.

4.2 *Diffusiomètre (RSCAT)*

L'instrument RSCAT sera un diffusiomètre de télédétection marine modifié du type «Navy Remote Ocean Sensing System: N-Ross». La version Radarsat produira une puissance d'émission moyenne de 35 W à 14 GHz; cette puissance servira à éclairer des zones de 670 km de chaque côté du nadir. Les caractéristiques de l'instrument RSCAT sont récapitulées au Tableau IX. Cet instrument fonctionnera au-dessus des océans et au-dessus des grandes étendues d'eau à l'intérieur des terres, mais il peut aussi fonctionner d'une façon continue si on le souhaite.

TABLEAU IX – *Caractéristiques des instruments SAR et RSCAT du satellite Radarsat*

	SAR	RSCAT
Résolution azimutale (m)	7	
Résolution en distance (m)	25	
Plage d'angle d'incidence (degrés)	20-45	20-56
Zone d'accessibilité (km)	500	
Largeur de zone (km)	140	670
Nombre de zones	4	
Fréquence de fonctionnement (GHz)	5,3	13,995
Largeur de bande (MHz)	11,3	1
Puissance d'émission (valeur de crête)	10 kW	110 W
Durée d'impulsion	55 µs	5 ms
Taux de répétition d'impulsions (impulsions/s)	1160-1360	62
Débit des données brutes (Mbit/s)	120	
Polarisation d'antenne	Verticale	4 verticale, 2 horizontale
Largeur d'antenne (m)	14	
Hauteur d'antenne (m)	1,8	
Gain d'antenne (dBi)		32
Largeur du faisceau d'antenne (degrés)		0,5 × 25
Précision de la vitesse du vent		2 m/s ou 10%
Direction du vent (degrés)		20
Résolution spatiale (km)		50
Intervalle d'échantillonnage (km)		25

4.3 *Générateurs d'images optiques*

Le satellite Radarsat sera doté de deux générateurs optiques. Ce radiomètre perfectionné à très haute résolution («Advanced very high resolution radiometer – AVHRR») aura une résolution de 1,1 km dans chacune des six bandes du spectre visible et infrarouge. Le système multispectral optoélectronique modulaire aura quatre canaux optiques d'une largeur de zone de 400 km avec un pel de 30 m.

5. Radiocommunications et traitement des données

Les systèmes de radiocommunications et de traitement de données de Radarsat comprennent des sous-systèmes de télémesure, télécommande et poursuite, débit faible de données et débit de données élevé.

5.1 *Sous-systèmes de télémesure, de télécommande et de poursuite*

Ce sous-système recueille les données relatives à l'état du satellite, des instruments, à la charge utile et les transmet aux stations terriennes. Ce sous-système reçoit, décode et répartit les données de télécommande et retransmet les données de poursuite.

Les données de télémesure sont émises sous forme de signaux MIC codés NRZ à 2048 bit/s. Ces signaux modulent en MDP des oscillateurs de sous-porteuse qui modulent en phase une porteuse de liaison descendante dans la bande 2200-2290 MHz.

Les données de télécommande sont émises sous forme de signaux MIC codés NRZ modulant en MDP un oscillateur de sous-porteuse qui module en phase une porteuse de la liaison montante dans la bande 2025-2110 MHz.

A la station de poursuite, on obtient les données de distance du satellite en mesurant les différences de phase de tonalité sinusoïdales de retour (fréquence maximale 100 kHz) qui modulent en phase les liaisons montante et descendante. On obtient les données de vitesse radiale en mesurant les effets Doppler dans les 2 sens des liaisons montante et descendante en utilisant un récepteur cohérent dans le satellite.

5.2 *Sous-système de faible débit de données*

Les données du diffusiomètre RSCAT seront transmises au débit de 3,2 kbit/s sur une liaison descendante par l'intermédiaire d'un émetteur fonctionnant dans la bande des 1,7 GHz. Des enregistreurs de bord permettent l'acquisition de ces données lorsque le satellite Radarsat est hors de la portée de la station d'acquisition des données.

5.3 *Sous-système de débit de données élevé*

Les données de l'instrument SAR et les données du générateur d'images optique seront transmises au débit de 120 Mbit/s sur une liaison descendante par l'intermédiaire de deux émetteurs fonctionnant dans la bande 8,025-8,400 GHz, chacun avec une largeur de bande de 75 MHz. En outre, des enregistreurs magnétiques permettront l'acquisition d'un certain nombre de ces données lorsque le satellite Radarsat est hors de la portée de la station d'acquisition des données.

ANNEXE VII

Satellite d'exploration des ressources terrestres japonais N° 1 (JERS-1)

1. Introduction

L'objectif du satellite JERS-1 est d'établir une technique de télédétection spatiale au moyen d'un radar à ouverture synthétique (SAR) et de détecteurs optiques (OPS); sa mission, qui durera deux ans, consistera principalement à explorer les ressources non renouvelables et à recueillir des renseignements destinés à l'agriculture, à la pêche, à la protection de l'environnement, aux activités côtières, etc.

L'étude théorique de JERS-1 a commencé en 1980 (exercice) et le plan préliminaire a été achevé en 1987.

1.1 Objectifs de la mission JERS-1

Les objectifs de JERS-1 sont les suivants:

1) établir les bases techniques de la télédétection spatiale à l'aide d'un radar à ouverture synthétique et de détecteurs optiques;

2) explorer principalement les ressources non renouvelables et contrôler l'utilisation du sol, l'agriculture, la sylviculture, la pêche, la protection de l'environnement, la prévention des catastrophes naturelles, assurer la surveillance des régions, etc.

1.2 Equipements pour la mission

- Radar à ouverture synthétique (SAR) à bande L permettant d'obtenir par tous les temps des images de la surface de la Terre.

- Détecteurs optiques (OPS) à bandes multispectres et dispositif d'observation stéréoscopique avec un radiomètre utilisant la gamme des radiations visibles et proches de l'infrarouge (VNIR) ainsi qu'un radiomètre utilisant la gamme des radiations infrarouges à ondes courtes (SWIR).

Les caractéristiques de ces équipements figurent dans les Tableaux X et XI.

TABLEAU X - Radar à ouverture synthétique (SAR)

Caractéristiques	
Fréquence	1275 MHz
Largeur de bande	15 MHz
Modulation	Modulation de fréquence dans l'impulsion
Polarisation	H-H
Résolution spatiale	18 m x 18 m
Zone explorée	57 km
Angle par rapport au Nadir	35°
Taille de l'antenne	2,2 m x 12 m (dimension électrique)

TABLEAU XI - Détecteurs optiques (OPS)

Caractéristiques	VNIR	SWIR
Longueur d'onde	0,4 - 0,9 µm 4 bandes	1,6 - 2,4 µm 4 bandes
Champ de vision instantané	18 m	18 m
Zone explorée	75 km	75 km
Image stéréoscopique	Une bande dans une longueur d'onde proche de l'infra-rouge (angle d'observation = 15°)	———

2. Lancement et orbite

Le satellite JERS-1 sera lancé à partir du Centre spatial de Tanegashima par le lanceur H-I au début de 1992. Les paramètres de l'orbite opérationnelle sont présentés dans le Tableau XII.

TABLEAU XII - Paramètres orbitaux

Caractéristiques	
Orbite	Héliosynchrone, circulaire
Altitude	568 km
Inclinaison	98°
Période de récurrence	44 jours
Heure locale moyenne du noeud descendant	10 h 00 - 11 h 00

3. Système de communication

Un schéma du système de communication est présenté à la Figure 2. Deux bandes de 8 GHz servent à transmettre les données recueillies au moyen du SAR et de l'OPS, le débit binaire de chaque bande étant de 60 Mbit/s. On trouvera les caractéristiques du système de communication dans le Tableau XIII.

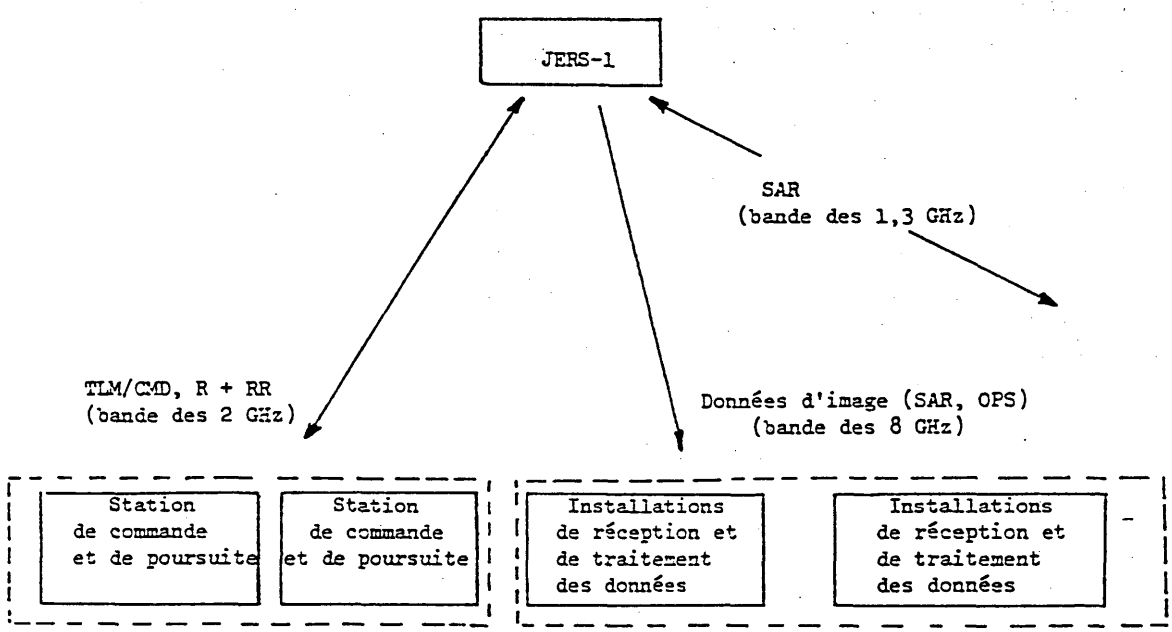


FIGURE 2

Système de communication du JERS-1

TABLEAU XIII-Caractéristiques du système de communication du JERS-1

Liaison	espace vers Terre			Terre vers espace	
Fonction / Caractéristiques	TLM	R + RR	Données d'image	CMD	R + RR
Fréquence (MHz)	2200-2290	2200-2290	8025-8175 8215-8400	2025-2110	2025-2110
Modulation	MIC-MP MIC-MDP-MP	Tonalité: MP	MIC-MDPQ	MIC-MDP-MP	Tonalité:MP
Débit binaire	2048 bit/s 32 768 bit/s	———	60 Mbit/s par bande	500 bit/s	———

3.1 Sous-système de poursuite, télémesure et télécommande

Ce sous-système est compatible avec le "Système unifié fonctionnant dans la bande S" (USB) et chaque modulation de tonalité (sinusoïdale et rectangulaire) peut être utilisée pour la mesure des distances et des variations de distance (R + RR).

Les données de télémesure de maintenance en temps réel sont des signaux MIC à 2 048 bit/s avec modulation de phase de la porteuse (code biphase-L) et les données de télémesure de maintenance reproduites sont des signaux MIC à 32 768 bit/s avec modulation de phase de la sous-porteuse.

Les données de télécommande sont des signaux MIC (NRZ-L) à 500 bit/s, avec modulation de la sous-porteuse par déplacement de phase.

3.2 Sous-système de transmission de données d'image

Le sous-système de transmission de données d'image à large bande comprend un enregistreur à débit binaire élevé et deux émetteurs à large bande fonctionnant dans deux bandes (8 025 - 8 175 MHz et 8 215 - 8 400 MHz).

Les données du SAR et des OPS, en temps réel ou reproduites, sont des signaux à 60 Mbit/s (2 canaux à 30 Mbit/s), commutés et transmis dans les deux bandes avec modulation par déplacement de phase quadrivalente (MDPQ) et suppression de la bande.

RAPPORT 1120

METHODE PERMETTANT D'ETABLIR DES CRITERES DE QUALITE POUR LE SERVICE D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE

(Question 12-2/2)

(1990)

1. Introduction

Le présent Rapport décrit une méthode permettant d'établir des critères de qualité pour le service d'exploration de la Terre par satellite (ETS). Cette méthode comprend les étapes énumérées ci-après et décrites de façon plus détaillée dans les paragraphes suivants:

- Etablissement d'un système fictif de référence;
- Caractérisation de systèmes représentatifs:
  - définition de paramètres d'exploitation et de transmission du système représentatif, et
  - quantification des dégradations de la qualité à l'intérieur du système;
- Etablissement de critères de qualité en se fondant sur:
  - les besoins de résolution, de précision, de fiabilité et de disponibilité des données, et
  - l'évaluation de la qualité que l'on peut atteindre avec des systèmes représentatifs.

2. Systèmes fictifs de référence

Afin de définir les éléments d'un système ETS qui serviront à établir les critères de qualité et à déduire les critères de brouillage et de partage, il est utile d'établir un système fictif de référence (SFR) qui détermine de façon générale les sous-systèmes les plus importants. Les diverses fonctions opérationnelles du service ETS (Tableau I) permettent d'obtenir de nombreux sous-systèmes possibles. Ces derniers ne sont pas nécessairement inclus dans tous les systèmes. La Fig. 1 décrit un SFR utilisé pour le service ETS.

TABLEAU I

Fonctions opérationnelles dans le service d'exploration de la Terre par satellite

Télédétection active
Télédétection passive
Collecte de données
Lecture directe de données (en temps réel)
Acquisition de données enregistrées
Diffusion de données traitées
Poursuite, télémesure et télécommande du satellite

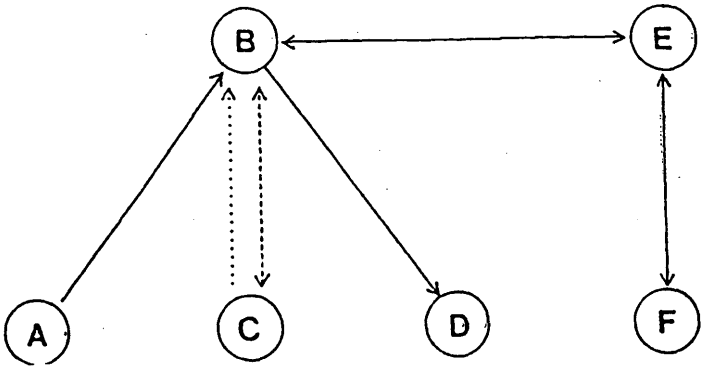


Figure 1 - Système fictif de référence pour le service ETS

——→: Liaison radioélectrique pour les données, dans le sens de transmission indiqué.

·····>: Emission naturelle du milieu détecté.

------>: Signal du capteur actif émis et renvoyé.

A: Station terrienne d'émission (plate-forme de collecte de données, diffusion de données, interrogation de plate-forme de collecte de données, émetteur de poursuite et/ou de télécommande).

B: Satellite, y compris tout type de capteurs actifs ou passifs, répéteurs et sous-systèmes de manipulation ou de traitement de données.

C: Milieux télédétectés.

D: Station terrienne de réception (interrogation de la plate-forme de collecte de données, collecte de données, données diffusées, lecture directe de données et/ou récepteur d'acquisition de données enregistrées).

E: Satellite relais de données.

F: Station terrienne communiquant avec un satellite relais de données.

Le système fictif de référence (SFR) présenté à la Figure 1 comprend tous les principaux sous-systèmes du service ETS nécessaires pour établir les critères de qualité, de brouillage et de partage. Les stations terriennes sont spécialement conçues pour les fonctions de liaisons montantes ou descendantes, car un grand nombre d'entre elles ne sont utilisées que pour l'émission ou que pour la réception. Les sous-systèmes de traitement qui fournissent des signaux de bande de base aux stations terriennes d'émission ne sont pas inclus, mais les caractéristiques des signaux de bande de base présents dans cette interface sont importantes pour l'établissement des objectifs de qualité. De même, les sous-systèmes de traitement et d'affichage des données qui utilisent des signaux de bande de base provenant des stations terriennes de réception ne sont pas inclus, mais il est nécessaire d'étudier les besoins en matière de qualité du signal de bande de base et les besoins opérationnels associés. Les milieux observés par les capteurs actifs ou passifs sont inclus dans le système fictif de référence uniquement lorsque le capteur fonctionne sur des longueurs d'ondes radioélectriques; toutefois, les caractéristiques de sortie de bande de base du capteur sont incluses dans tous les cas.

3. Caractéristiques des systèmes représentatifs

Les caractéristiques types des sous-systèmes de transmission doivent être établies pour faciliter l'évaluation de la qualité de fonctionnement du système. Bien que le satellite et chaque type fonctionnel de station terrienne puissent être conçus de diverses façons, il est souhaitable de disposer d'un système générique pour déduire les critères de qualité. Dans certains cas, lorsqu'il peut y avoir des critères de brouillage différents, il peut être bon d'examiner plusieurs ensembles de paramètres pour caractériser un élément donné du système (par exemple, stations terriennes à grande ou à petite ouverture pour la lecture directe de données). En pareils cas, il convient d'étudier séparément chaque système représentatif pour déterminer ses critères de qualité spécifiques appropriés. Il est nécessaire d'attribuer des valeurs aux paramètres énumérés dans le Tableau II.

TABLEAU II

Caractéristiques de transmission et d'exploitation nécessaires pour le système

PARAMETRE	ELEMENT DU SYSTEME		
	STATION TERRIENNE	CAPTEUR	SATELLITE
Caractéristiques de propagation	X	X	-
Température de bruit du récepteur	X	X	X
Largeur de bande du récepteur	X	X	X
Gains/diagrammes de rayonnement d'antennes	X	X	X
Affaiblissements de ligne	X	X	X
Puissance de sortie de l'émetteur	X	X	X
Altitude(s)/inclinaison de l'orbite	X	X	X
Type de modulation/débit binaire	X	X	X
Gain du traitement/codage	X	X	X
Technique d'accès multiple	X	-	X
Technique de multiplexage	X	-	X
Nombre de satellites auxquels on a accès	X	-	-
Angle de site minimal de l'antenne	X	-	-
Zone de couverture	-	X	X
Pourcentage du temps de fonctionnement	X	X	X

("X" indique qu'une description ou qu'une valeur pourrait être nécessaire pour le paramètre)

Le Tableau III énumère plusieurs facteurs de dégradation à l'intérieur du système qui pourraient affecter sensiblement la qualité de fonctionnement. Les dégradations, qu'elles soient variables ou constantes, sont importantes car la qualité normale et inhabituellement dégradée doit être évaluée pour le ou les systèmes représentatifs lorsque cela est possible.

TABLEAU III

Facteurs de dégradation à l'intérieur du système qui peuvent être importants

DEGRADATION ET ELEMENT DU SYSTEME CORRESPONDANT	OBSERVATIONS GENERALES
Affaiblissements de propagation sur les trajets du signal utile (pendant de faibles pourcentages de temps)	Les précipitations, les nuages, la vapeur d'eau et les effets de la réfraction produisent des affaiblissements de courte durée qui s'aggravent généralement lorsque l'angle de site du trajet est bas et qui dépendent en grande partie de la fréquence et du climat. Les trajets multiples peuvent produire de graves affaiblissements de courte durée à des angles de site inférieurs à environ 10° et ils dépendent en grande partie des paramètres d'antenne et de l'emplacement d'antenne (voir le Rapport 564).
Bruit thermique de l'antenne provenant de l'atmosphère et du terrain dans une station terrienne de réception (pendant de faibles pourcentages de temps)	Le bruit thermique augmente généralement avec l'affaiblissement atmosphérique; il est donc lié à plusieurs mécanismes d'évanouissement (voir les Rapports 564 et 208). Le bruit provenant du terrain augmente à mesure que l'angle de site de l'antenne diminue; il est donc lié aux effets de propagation par trajets multiples dans les stations terriennes qui communiquent avec des satellites non géostationnaires.
Affaiblissements de propagation moyens sur les trajets du signal utile	Ils sont essentiellement déterminés par l'affaiblissement en espace libre et par l'absorption atmosphérique, lorsqu'elle est importante. L'affaiblissement moyen augmente à mesure que l'angle de site de l'antenne diminue, bien qu'il puisse être quelque peu compensé par la mise en forme du diagramme du gain d'antenne du satellite.
Bruit thermique moyen dans le système de réception	Comprend le récepteur, l'antenne les contributions de l'environnement.

TABLEAU III (suite)

Facteurs de dégradation à l'intérieur du système qui peuvent être importants

DEGRADATION ET ELEMENT DU SYSTEME CORRESPONDANT	OBSERVATIONS GENERALES
Pertes de démodulation	Dégradations causées par les instabilités de fréquence, une asymétrie non désirée des signaux numériques, des erreurs de poursuite de porteuse, des erreurs de synchronisation de bits et d'autres facteurs du démodulateur.
Pertes de modulation sur les liaisons de données	Proviennent d'une porteuse résiduelle ou d'autres émissions de l'émetteur de données n'acheminant pas l'information voulue.
Pertes de polarisation dans les antennes de liaisons de données	Proviennent de l'affaiblissement par défaut d'adaptation de polarisation dans les antennes et dans certains cas, il est induit par des phénomènes de propagation.
Pertes dues au pointage de l'antenne de la station terrienne	Dépendent de la méthode de poursuite et de l'ouverture du faisceau d'antenne.
Erreurs de traitement des systèmes de données dans la station terrienne et le satellite	Proviennent des opérations de multiplexage et de démultiplexage et du stockage temporaire qui est la cause de bruit et/ou d'erreurs sur les bits.
Brouillage du canal adjacent sur des liaisons de données	Se produit sur les liaisons de données MRF (les canaux adjacents MRT sont pris en compte dans l'affaiblissement dû à la mise en oeuvre du démodulateur).
Erreur de quantification dans l'équipement de satellite et de station terrienne	Dans les systèmes numériques, erreur introduite dans les conversations dans le sens analogique à numérique et numérique à analogique.
Brouillage intersymbole dans les liaisons de données	Dans les systèmes numériques, dégradation des symboles causée par l'énergie résiduelle des symboles précédents (par exemple provenant de filtres ou de trajets multiples).
Blocage des transmissions de plate-forme de collecte de données	Se produit dans des systèmes d'accès aléatoire ou à la demande.

4. Etablissement des critères de qualité

Les précédentes sections du présent rapport décrivaient le système fictif de référence pour le service ETS, examinaient les caractéristiques de transmission et d'exploitation du système en relation avec les critères de qualité et étudiaient la nécessité d'harmoniser les critères de qualité et les limites de performance imposées par les facteurs de dégradation intrasystème.

La présente section décrit une méthode par étapes permettant d'établir les critères de qualité pour le service ETS.

Etape 1

Déterminer les objectifs de qualité de l'utilisateur final des données produites par l'ETS. Pour la réception de données dans une station terrienne ETS, il faudra spécifier les objectifs relatifs à l'exactitude, à la disponibilité, à la résolution et à la fiabilité. Pour les capteurs passifs qui utilisent le spectre radioélectrique, il faudra aussi déterminer la gamme dynamique et la précision des mesures physiques qui seront dérivées des données fournies par le capteur. Ces informations doivent être transformées en gamme équivalente et sensibilité des mesures de température hyperfréquences effectuées par le capteur. Des objectifs analogues peuvent être formulés pour les autres fonctions d'exploitation indiquées au Tableau I. A la fin de l'étape 1, les objectifs de qualité auront été définis pour chaque élément du système fictif de référence.

Etape 2

Définir un ou plusieurs systèmes représentatifs incluant le satellite, la station terrienne et, selon le cas, des capteurs et des systèmes de collecte, de relais et de diffusion des données. Les caractéristiques pertinentes de transmission et d'exploitation indiquées au Tableau II doivent être prises en considération.

Etape 3

Evaluer la dégradation de qualité des systèmes représentatifs due à des facteurs intrasystèmes. Une liste de facteurs qui peuvent causer une dégradation interne potentiellement importante est donnée au Tableau III.

Etape 4

En tenant compte des dégradations intrasystèmes, évaluer la qualité que peuvent fournir les systèmes représentatifs.

Etape 5

Si nécessaire, répéter les étapes 2, 3 et 4 jusqu'à ce que les objectifs de qualité fixés à l'étape 1 soient respectés ou jusqu'à ce que, par modification, ils aient été harmonisés avec la qualité qu'il est possible d'atteindre, en tenant compte des dégradations intrasystèmes.

Etape 6

Etablir les critères de qualité. Ces critères doivent tenir compte à la fois des exigences imposées par les objectifs de qualité et de la qualité que peuvent fournir les systèmes représentatifs. Aux fins de réglementation, on ne doit envisager qu'un seul système général, ou quelques-uns au maximum, qui englobent la gamme des paramètres de système observés dans le service ETS. Par exemple, on pourrait spécifier des critères de qualité pour les stations terriennes dotées de petites antennes ainsi que pour les stations terriennes ayant des antennes de grande dimension.

5. Critères de qualité disponibles

Pour les liaisons descendantes de lecture de données, le pourcentage de temps pendant lequel l'affaiblissement de transmission de référence acceptable minimal sur le trajet du signal brouilleur ne doit pas être dépassé est de 1% d'après le Rapport 540-1. Il ressort de plusieurs rapports que le critère de qualité pour le taux d'erreur binaire concernant la lecture de données est de 10^{-6}, mais il n'est pas indiqué explicitement. Il est nécessaire d'entreprendre un complément d'étude pour établir les critères de qualité des liaisons de lecture de données du service ETS.

Pour la liaison de télécommande, on peut déduire de la Recommandation 514 comme critères de qualité applicables un pourcentage de temps de 0,1% et un taux d'erreur binaire de 10^{-7}.

Le Tableau IV du Rapport 693 indique des critères de sensibilité pour les capteurs passifs. Le Rapport 850 suppose une perte de données de 5% pour les critères de qualité des capteurs passifs dans la bande 18,6 - 18,8. La sensibilité de mesure découlant de la résolution nécessaire dans les paramètres observés est une façon valable d'exprimer les besoins de qualité des capteurs passifs. Il semble que la meilleure façon d'exprimer la disponibilité dans des bandes partagées serait d'indiquer le pourcentage d'emplacements où l'on peut obtenir des données observées. Un critère de qualité approprié serait que dans les bandes de fréquences utilisées en partage, la disponibilité de mesures du détecteur passif qui répond aux critères de sensibilité spécifiés, dépasse 95% de tous les emplacements dans la zone observée.

Aucun critère de qualité ne semble exister pour le relais de données dans le service ETS, pour les données de plate-formes ni pour les capteurs actifs. Il est nécessaire d'entreprendre une étude à l'aide de la méthode décrite dans le présent rapport pour déterminer des critères de qualité appropriés pour ces systèmes.

6. Conclusions

Un système fictif de référence (SFR) a été établi pour définir les principaux éléments du système ETS nécessaires pour déterminer les critères de qualité et les critères de brouillage.

Une méthode permettant d'établir des critères de qualité a été décrite.

On dispose actuellement de critères de qualité pour les systèmes ETS en ce qui concerne les capteurs micro-ondes passifs et les liaisons de télécommande. Il est nécessaire d'entreprendre un complément d'étude pour établir les critères de qualité pour la lecture de données, directe et par relais, pour les données de plate-formes et les capteurs actifs.

RAPPORT 1123

METHODE PERMETTANT D'ETABLIR DES CRITERES DE BROUILLAGE POUR LE SERVICE D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE (ETS)

(Question 12-2/2)

1. Introduction (1990)

Le présent rapport décrit une méthode qui permet de déterminer des critères de brouillage pour le service ETS. Ces critères définiront le niveau de puissance total de tous les signaux brouilleurs qui peut être accepté dans des récepteurs représentatifs du service ETS. En appliquant la méthode, on obtient des critères distincts pour les récepteurs de satellite et les récepteurs de station terrienne. Les critères de brouillage sont calculés sur la base:

1) de l'évaluation de la qualité du système représentatif et

2a) du calcul de la marge entre un objectif minimal de qualité spécifié et la qualité qu'il est possible d'obtenir en l'absence de brouillage ou

2b) de la détermination d'une dégradation acceptable de la qualité du système résultant du brouillage.

2. Critères de brouillage à long terme et à court terme

Dans de nombreux systèmes de communication, les niveaux de puissance du signal utile et du bruit varient selon les conditions d'exploitation et d'environnement, de sorte que la qualité du système est un paramètre statistique. De même, les niveaux de puissance du signal brouilleur varient selon les conditions d'exploitation et d'environnement du système, par exemple le pointage de l'antenne de la station terrienne et les mécanismes de propagation. En conséquence, les critères de brouillage comprennent en général au moins deux composantes: 1) un seuil qui définit une limite à la densité de puissance du signal brouilleur et 2) un pourcentage de temps qui définit la quantité de temps pendant laquelle le seuil peut être dépassé. Il existe un troisième critère utile pour les services à couverture de zone tels que les services mobile terrestre et de radiodiffusion de Terre, ainsi que pour les capteurs actifs et passifs du service ETS. Ce critère établit le pourcentage maximal d'emplacements dans la zone de couverture où les niveaux de brouillage peuvent rendre impossibles les communications ou les mesures.

Les variations temporelles (et spatiales) du signal utile, du signal brouilleur et du bruit sont, dans la plupart des cas, suffisamment grandes pour nécessiter l'utilisation d'au moins deux jeux de critères de brouillage ayant chacun deux composantes. Deux jeux de critères sont nécessaires car un jeu de critères qui spécifie une puissance de brouillage et un pourcentage de temps n'assure pas nécessairement une qualité acceptable pour tous les autres pourcentages de temps. Par exemple, en spécifiant des niveaux de brouillage acceptables pendant 50% seulement du temps, il se peut que l'on ne puisse éviter d'avoir des niveaux de brouillage inacceptables pendant 1% du temps.

On spécifie généralement deux jeux de critères de brouillage, comme indiqué ci-dessous, pour les interactions dans lesquelles intervient une propagation hautement variable sur des trajets de Terre (voir le Rapport 448):

a) critères "à long terme" qui établissent le brouillage maximal admissible qui ne peut être dépassé pendant plus de 20% du temps. Ces critères spécifient des niveaux du signal brouilleur pour protéger les signaux utiles dont l'évanouissement les ramène à des niveaux qui ne se produisent que pendant de faibles pourcentages de temps;

b) critères "à court terme" qui établissent le brouillage maximal admissible qui ne peut être dépassé pendant plus de p% du temps, où p est inférieur à 1 environ. Il est peu probable que ces niveaux de brouillage se produisent lorsque des signaux utiles subissent des évanouissements jusqu'à un niveau où l'on obtient une qualité à peine acceptable. Ce jeu de critères permet de protéger spécifiquement l'exploitation dans des conditions où le signal brouilleur est renforcé alors que les signaux utiles sont proches de leur valeur médiane.

3. Etablissement des critères de brouillage

Le niveau de puissance de brouillage total reçu "à long terme" doit être pris en compte pendant toutes les conditions d'exploitation du système utile, y compris les périodes d'évanouissement du signal utile sur des liaisons de données ou les périodes où les capteurs fonctionnent au voisinage de leurs seuils de sensibilité. On peut établir sans danger des critères de brouillage "à court terme" plus libéraux, car il n'est guère probable que le brouillage soit renforcé jusqu'à des niveaux atteints pendant seulement de faibles pourcentages de temps lorsque le signal utile subit également des évanouissements jusqu'à des niveaux franchis pendant seulement de faibles pourcentages de temps.

La Figure 1 illustre ces principes pour un système choisi à titre d'exemple. Deux critères de qualité ont été utilisés pour ce système. Le critère de disponibilité est de 99,9% du temps et le critère applicable au rapport C/(N + I) est de 10,7 dB. Le brouillage peut entraîner une dégradation de qualité pouvant aller jusqu'à 2,7 dB pendant de faibles pourcentages de temps, sans que l'intégrité du système choisi à titre d'exemple en soit compromise. En l'absence de brouillage, le système choisi en exemple permet d'obtenir un rapport C/N de 13,4 dB pour un affaiblissement sur un trajet moyen et dans des conditions d'environnement moyennes. Le rapport C/N descend à 11,5 dB lorsque le signal subit un évanouissement qui ramène sa valeur à celle qui prévaut pendant 0,1% du temps (à nouveau en l'absence de brouillage). La marge entre l'objectif de qualité et le niveau de qualité atteint pendant un faible pourcentage de temps en l'absence de brouillage entre systèmes peut être réduite par le brouillage à long terme sans que l'intégrité du système en soit compromise.

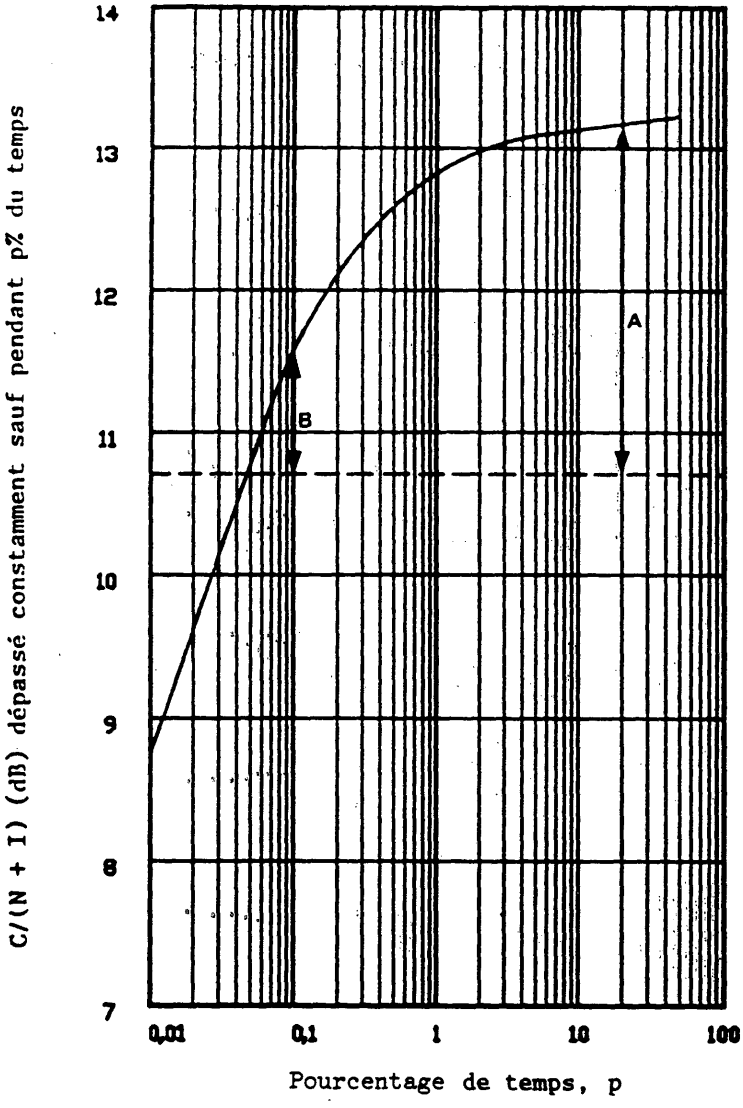


FIGURE 1

Illustration de la façon dont sont établis les critères de brouillage à long terme et à court terme

——— : Distribution cumulative du rapport de puissance porteuse/bruit obtenu en l'absence de brouillage (I = 0).

----- : Objectif minimal de qualité, y compris tous les brouillages entre systèmes ($I \neq 0$).

A: Marge de qualité du système à long terme en l'absence de brouillage intersystèmes qui peut être attribuée pour des dégradations à court terme résultant du brouillage intersystèmes.

B: Marge de qualité du système à court terme en l'absence de brouillage intersystèmes qui peut être attribuée pour des dégradations à long terme résultant du brouillage intersystèmes.

On peut prévoir la qualité de chaque élément du système fictif de référence qu'il est possible d'obtenir (voir le Rapport 1120) en utilisant les caractéristiques du système représentatif comme indiqué dans le Rapport 1120. Pour des récepteurs de satellite sur liaison montante ou des récepteurs de station terrienne sur liaison descendante, on peut effectuer des analyses de liaison afin de déterminer les taux d'erreur binaire et les rapports de puissance porteuse/bruit dans les conditions existant pendant de grands et de petits pourcentages de temps, en l'absence de brouillage. Pour les exemples, voir le Rapport 1121. L'analyse à long terme doit permettre d'évaluer la qualité dépassée constamment sauf pendant 20% du temps, ce qui correspond à des niveaux de signal proches de la valeur médiane. L'analyse à court terme doit permettre d'évaluer la qualité dépassée constamment sauf pendant p% du temps où p est le pourcentage de temps à court terme associé à un objectif de qualité.

Pour les capteurs hyperfréquences passifs et actifs, les analyses de la qualité devraient permettre de déterminer les critères de qualité tels que la valeur efficace de l'erreur de mesure. On pourrait également établir les critères de brouillage en se fondant sur la marge entre la qualité possible en l'absence de brouillage et la qualité requise. Pour les capteurs, on peut définir un critère de qualité en fonction d'un pourcentage d'emplacements où la détection est possible. Les analyses doivent prendre en considération ce critère en plus, ou au lieu, de la disponibilité en pourcentage de temps.

Il convient non seulement de veiller à ce que les objectifs de qualité soient respectés mais également de tenir compte de la relation entre la dégradation de la qualité causée par le brouillage intersystèmes et celle qui est due aux limitations intrasystèmes. Lorsqu'on choisit des critères de brouillage, il est important de garder la maîtrise des éléments du système qui déterminent la qualité globale. En d'autres termes, la dégradation additionnelle due au brouillage intersystèmes ne doit pas dépasser une certaine fraction de la dégradation intrasystème. Cependant, il convient de ne pas oublier qu'un système doit tolérer les niveaux de puissance maximaux admissibles du signal brouilleur permettant l'utilisation en partage (Article 5 du Règlement des radiocommunications).

Dans le service fixe par satellite (SFS) pour lequel les ressources orbite/spectre sont très demandées et utilisées, il est admis que 35% du bruit total du système puissent résulter du brouillage intersystèmes. Cette tolérance de brouillage, qui correspond à environ 54% de la dégradation intrasystème (dégradation externe de 0,35/interne de 0,65), se traduit par ce qu'on appelle souvent un niveau de qualité limité par le brouillage. On a substitué cette tolérance élevée à des valeurs plus faibles (33% en 1978 et 25% antérieurement) parce qu'il est devenu nécessaire d'insérer plus de systèmes dans les bandes de fréquences du SFS et aussi parce que l'amélioration des multiplexeurs, l'augmentation de la puissance d'émission et d'autres progrès ont réduit la dégradation intrasystème. En revanche, les "services de sécurité", tels que la radionavigation aéronautique, exigent, en général, la qualité la plus élevée qu'on puisse obtenir. Même dans ce cas, une certaine tolérance a été admise pour la dégradation causée par le brouillage (voir, par exemple, le Rapport 927).

3.1 Critères à long terme

Qu'ils soient fondés sur le respect des objectifs minimaux de qualité ou sur la dégradation acceptable de la qualité qu'il est possible autrement d'obtenir, les critères de brouillage à long terme peuvent être définis comme le niveau de puissance du signal brouilleur qui ne peut être dépassé pendant plus de 20% du temps. Cette relation est définie dans les équations (1) et (2) [ORI, 1987] ci-dessous. Par exemple, avec objectif C/(N + I) donné, une tolérance de 25% de la puissance de bruit à court terme intrasystème pour le

brouillage intersystèmes (I/N = -6 dB) correspond à une réduction de 1 dB de la qualité. Il semblerait qu'une tolérance de 25% de la dégradation due au brouillage intersystèmes soit, en général, acceptable et permette aux concepteurs de systèmes de conserver la maîtrise effective de la qualité du système. Le pourcentage de temps à court terme p à utiliser dans l'analyse de la qualité est le pourcentage de temps correspondant à l'indisponibilité, c'est-à-dire le pourcentage de temps pendant lequel la qualité du système peut être dégradée à un niveau qui se situe en dessous de l'objectif fixé. En l'absence d'un tel objectif, on admettra que p est égal à 0,1%, mais une étude complémentaire de cette hypothèse et de la tolérance de dégradation additionnelle admissible est nécessaire.

$$\left(\frac{c}{n+i}\right)_p = \left(\frac{c}{n}\right)_p \times \left(\frac{n}{n+i}\right)_{20} \qquad (1)$$

$$i_{20} = n \times \left[\left(\frac{c}{n}\right)_p \times \left(\frac{n+i}{c}\right)_p\right] - n \qquad (2)$$

où:

c = porteuse (W)
n = bruit (W)
i = brouillage (W)
p = $p_1 + p_2$ (indisponibilité, pourcentage de temps)
p_1 = pourcentage de temps pendant lequel la dégradation intrasystème peut ramener la qualité à un niveau inférieur à l'objectif fixé (par exemple, p_1 = 0,075%).
p2 = pourcentage de temps pendant lequel le brouillage intersystèmes peut ramener la qualité du système en dessous de l'objectif fixé (par exemple, p_2 = 0,025%).

D'après l'équation (1), le rapport porteuse/bruit plus brouillage à court terme est égal au rapport porteuse/bruit thermique à court terme multiplié par le rapport bruit/bruit plus brouillage à long terme.

L'équation (1) équivaut à une identité selon laquelle $c/(n+i) \equiv c/n \times n/(n+i)$. Cette formulation permet l'attribution de petits et de grands pourcentages de temps aux termes qui contiennent c et i, car ces paramètres sont indépendants l'un de l'autre sur le plan statistique. On admet que la variation de c/n est prédominante dans la détermination de i(20), tant que le rapport n/(n+i) est proche de sa valeur médiane.

L'équation (2) résulte d'un remaniement des termes de l'équation (1) afin de la résoudre pour obtenir le brouillage admissible qui ne peut être dépassé que pendant 20% du temps au maximum.

3.2 Critères à court terme

On peut définir les critères de brouillage à court terme comme le niveau de puissance du signal brouilleur qui ne peut être dépassé pendant plus d'un faible pourcentage de temps (p_2). Les équations (3) et (4) [ORI, 1987] décrivent cette relation. On admet que le pourcentage de temps p_2 est égal à 0,25 p afin, là encore, de permettre au concepteur de systèmes de contrôler la qualité du système. Par ailleurs, cette valeur de p_2 est telle que la probabilité d'une simultanéité du renforcement du brouillage et de l'évanouissement du signal utile reste faible.

$$n/(n+i)\ (p_2) = c/(n+i)\ (20) \times n/c\ (20) \qquad (3)$$

$$i\ (p_2) = n \times [(n+i)/c\ (20) \times c/n\ (20)] - n \qquad (4)$$

3.3 Généralisation des critères de brouillage pour les stations terriennes réceptrices

On détermine les critères de brouillage à long et à court termes au moyen des équations (2) et (4), en attribuant au rapport c/n des valeurs déterminées dans l'analyse de la qualité qu'il est possible d'obtenir en l'absence de brouillage intersystèmes. Cette analyse de la qualité repose nécessairement sur un système type auquel s'appliquent les critères de brouillage calculés à l'aide des équations (2) et (4). Or, pour les liaisons espace-Terre du service ETS, les valeurs calculées des critères de brouillage dépendent du gain d'antenne de la station terrienne réceptrice. Il est nécessaire d'avoir des critères de brouillage valables pour tous les systèmes ETS fonctionnant dans une bande de fréquences donnée et remplissant la même fonction; on a donc besoin d'une méthode d'ajustement des critères calculés pour le système type, de manière à obtenir des critères pour des systèmes différents de ce dernier. On trouvera exposée à l'Annexe I une méthode permettant de modifier les critères de brouillage du système type de manière à les appliquer à des stations terriennes dotées d'antennes différentes.

4. Critères de brouillage disponibles

Les critères de protection (brouillage) pour les stations terriennes de réception du service ETS figurent dans la Recommandation 514: pour les fréquences comprises entre 1 et 10 GHz, la densité spectrale de puissance du brouillage à caractère de bruit ou la puissance totale du brouillage de type à onde entretenue dans une bande quelconque ou dans toutes les séries de bandes ne doit pas dépasser -154 dB(W/MHz) à l'entrée du récepteur pendant plus de 1% du temps; pour les fréquences inférieures à 1 GHz, le brouillage admissible peut augmenter à concurrence de 20 dB par décade de fréquences décroissante.

Les critères de protection (brouillage) pour les récepteurs de commande des engins spatiaux du service ETS proches de la Terre figurent dans la Recommandation 514: pour les fréquences comprises entre 300 MHz et 10 GHz, la densité spectrale de puissance du brouillage à caractère de bruit ou la puissance totale du brouillage de type à onde entretenue dans une bande quelconque ou dans toutes les séries de bandes larges de 1 kHz ne doit pas dépasser -161 dB(W/kHz) à l'entrée du récepteur pendant plus de 0,1% du temps; pour les fréquences inférieures à 300 MHz, le brouillage admissible peut augmenter à concurrence de 20 dB par décade de fréquences décroissante.

Les critères de brouillage pour les capteurs hyperfréquences passifs figurent dans le Rapport 694. Les critères sont fondés sur une dégradation de 20% de ΔT_e due au brouillage à long terme. Cependant, une étude complémentaire est nécessaire pour déterminer une largeur de bande de référence appropriée pour les bandes qui dépassent une largeur de 100 MHz.

Compte tenu des critères de qualité examinés dans le Rapport 1120, l'impossibilité d'effectuer des mesures de détecteurs passifs en raison du brouillage dans les bandes de fréquences utilisées en partage ne doit pas dépasser 5% de tous les emplacements possibles dans la zone de service du capteur. Dans les bandes utilisées en partage avec le service fixe par satellite, on risque de rencontrer cette impossibilité lorsque le satellite de télédétection passe dans le faisceau principal du système fixe par satellite ou en raison du fait que les signaux du service fixe par satellite sont réfléchis par la Terre. Dans les bandes utilisées en partage avec le service fixe, on risque de se heurter à cette impossibilité lorsque le faisceau principal de l'émetteur du service fixe illumine le satellite de télédétection ou lorsque le faisceau principal ou les lobes latéraux proches de l'antenne du capteur illuminent l'émetteur du service fixe.

Il n'existe pas, semble-t-il, de critères de brouillage pour le relais de données ETS, pour les données de plate-forme ou pour les capteurs hyperfréquences actifs. Il est nécessaire d'effectuer une étude, à l'aide de la méthode décrite dans le présent Rapport, pour déterminer des critères de brouillage appropriés applicables à ces systèmes.

5. Conclusions

Le présent Rapport décrit une méthode de déduction des critères de brouillage, qui tient compte des critères de qualité de fonctionnement ainsi que de la dégradation de la qualité causée par le brouillage par rapport à la qualité qu'il est possible d'obtenir en l'absence de brouillage.

Il convient de noter que les critères de brouillage résultant de l'utilisation de cette méthode s'appliquent au brouillage total à caractère de bruit émanant de toutes les sources externes au système ETS et qu'ils ne peuvent donc s'appliquer directement, en tant que critères de partage, à une source de brouillage isolée.

REFERENCE BIBLIOGRAPHIQUE

ORI [1987]: Interference and Frequency Sharing Criteria for the Earth Exploration-Satellite and Meteorological-Satellite Services, Final Report. ORI Technical Report N° 2717. ORI Corporation, Lanham, MD, Etats-Unis d'Amérique.

ANNEXE I

Critères de brouillage généralisés pour les stations terriennes réceptrices

On trouvera exposées dans la présente Annexe deux méthodes permettant d'ajuster les critères de brouillage de la liaison type espace-Terre du service ETS, de manière à les appliquer à des liaisons où les antennes des stations terriennes ont des dimensions différentes de celles des antennes de la liaison type. La Méthode 1 s'applique si les critères de brouillage ont été établis sous la forme d'un pourcentage de la puissance de bruit totale tel que la qualité obtenue serait égale à la qualité requise. La Méthode 2 s'applique si les critères ont été établis de telle sorte que la qualité en présence de brouillage soit exactement égale à l'objectif de qualité fixé. Pour un exemple d'application de ces méthodes, on se reportera à l'Annexe I du projet de Rapport AC/2.

Quand les niveaux de brouillage admissibles sont exprimés sous la forme d'un pourcentage de la puissance de bruit totale tel que le niveau de qualité au récepteur serait égal à celui de l'objectif de qualité fixé, il est possible d'ajuster les critères de brouillage en les rendant directement proportionnels au gain de l'antenne réceptrice rapporté à celui de l'antenne du système type. On peut utiliser, pour ce faire, l'équation (1) ci-après:

$$i = g i_s / g_s \qquad (1)$$

où:

i = niveau de puissance de brouillage admissible (W) pour la station terrienne considérée;

g = gain d'antenne de la station terrienne considérée;

i_s = niveau de puissance de brouillage admissible (W) pour la liaison type;

g_s = gain d'antenne de la liaison type.

Quand le niveau de brouillage admissible est tel que la qualité obtenue en l'absence de brouillage serait ramenée à un niveau exactement égal à l'objectif fixé, on peut utiliser l'équation (2) ci-après:

$$i = i_s \times (g/g_s) - n \times (1 - g/g_s) \qquad (2)$$

où:

n = puissance de bruit intrasystème (W) du système type.

Les équations (1) et(2) demeurent valables tant que la dimension de l'antenne de la station terrienne est suffisante pour que l'objectif de qualité puisse être atteint en l'absence de brouillage. Elles ne peuvent être utilisées pour des dimensions d'antenne inférieures.

RAPPORT 1122*

METHODE PERMETTANT D'ETABLIR DES CRITERES DE PARTAGE ET DES SEUILS DE COORDINATION POUR LE SERVICE D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE

(Question 12-2/2)

(1990)

1. Introduction

Le Règlement des radiocommunications prévoit deux mécanismes qui pourraient être considérés comme capables d'assurer la protection des systèmes d'exploration de la Terre par satellite contre les brouillages préjudiciables. Dans le cas des émetteurs de Terre causant des brouillages aux récepteurs de satellite, il est possible d'appliquer les critères de partage sous la forme de limites de puissance, de p.i.r.e. et de pointage de l'antenne aux stations de Terre. D'autres modes de brouillage, par exemple, les émetteurs de Terre brouillant les stations terriennes de réception, sont régis par une coordination cas par cas lorsqu'un niveau de brouillage qui pourrait être inacceptable est prévu (par exemple un "seuil de coordination"). Le présent rapport contient une méthode permettant d'établir ces critères de partage et ces seuils de coordination à partir de critères de brouillage appropriés pour le service d'exploration de la Terre par satellite (ETS).

L'objectif des critères de partage et des procédures de coordination est de veiller à ce que le brouillage total en provenance de toutes les sources ne transgressera pas les critères de brouillage du service affecté. Pour répondre à cet objectif, il y a lieu de subdiviser les critères de brouillage en attributions de brouillage à chaque source de brouillage. Lorsque les services spatiaux et les services de Terre contribuent à la situation de brouillage, on peut faire une première répartition des critères de brouillage avant de procéder aux nouvelles subdivisions nécessaires pour établir les critères de brouillage ou les seuils de coordination pour chaque source de brouillage. La méthode générale permettant de faire ces subdivisions des critères de brouillage à court et à long terme est exposée au § 2. Certaines considérations particulières concernant les récepteurs de station terrienne et de satellite sont exposées dans les paragraphes qui suivent.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1, 5 et 9.

2. Division initiale des critères de brouillage entre les services spatiaux et les services de Terre

En général, les attributions espace vers Terre et Terre vers espace pour le service ETS exigent un partage avec les systèmes des services de Terre et, dans certains cas, avec les systèmes d'autres services spatiaux. On assiste à des situations de partage analogues dans de nombreuses attributions aux capteurs actifs et passifs du service ETS. Par ailleurs, les rayonnements non essentiels provenant des systèmes spatiaux et des systèmes de Terre fonctionnant en dehors des bandes attribuées au service ETS peuvent également être d'importantes sources de brouillage. Dans un premier temps, il est possible de diviser les critères de brouillage à court terme (renforcé) et à long terme proche de la médiane afin d'établir des bilans séparés des brouillages pour le service spatial et le service de Terre. Cette procédure permet de déterminer plus facilement les critères de partage et les seuils de coordination appropriés pour les systèmes spatiaux et de Terre, dont le nombre est généralement différent et qui pourraient poser des problèmes de brouillage plus ou moins graves. Les équations ci-après peuvent être utilisées pour cette subdivision:

$$i_s(20) = i(20) \times (A_s/100) \quad (1)$$

$$i_t(20) = i(20) - i_s(20) \quad (2)$$

où:

i_s = allocation de brouillage au service spatial (W)

i_t = allocation de brouillage au service de Terre (W)

A_s = pourcentage de la puissance totale de brouillage alloué au service spatial (W)

$i(20)$ = niveau total admissible de la puissance de brouillage (W) qui ne doit pas être dépassé pendant plus de 20% du temps

$$i_s(p_s) = i(p) - i_t(20) \quad (3a)$$

$$i_t(p_t) = i(p) - i_s(20) \quad (3b)$$

$$p_s = p \times (a_s/100) \quad (4a)$$

$$p_t = p - p_s \quad (4b)$$

où:

p = pourcentage de temps associé au critère de brouillage à court terme

p_s = pourcentage de temps pendant lequel les services spatiaux peuvent dépasser le seuil de brouillage

p_t = pourcentage de temps pendant lequel les services de Terre peuvent dépasser le seuil de brouillage

a_s = portion (pourcentage) du pourcentage de temps p attribuée au services spatiaux

i_p = niveau total de la puissance de brouillage qui ne doit pas être dépassé pendant plus de p% du temps (c'est-à-dire le critère de brouillage à court terme)

Dans les équations 1 et 2, les critères du brouillage à long terme sont subdivisés en fonction de la puissance entre les catégories de brouillage correspondant aux services spatiaux et aux services de Terre. Cette subdivision est justifiée car on peut s'attendre à la présence simultanée de ces niveaux de brouillage à long terme dans les services spatiaux et les services de Terre.

Dans les équations 3 et 4, les critères de brouillage à court terme sont subdivisés en pourcentage de temps entre les catégories de brouillage correspondant aux services spatiaux et aux services de Terre. Il est peu probable qu'on relève simultanément des niveaux de brouillage renforcé à court terme dans les services spatiaux et les services de Terre, étant donné que les mécanismes qui sont à l'origine de ces niveaux élevés ne présentent aucune corrélation. Toutefois, il convient de tenir compte du brouillage à long terme du service spatial lorsqu'on établit le bilan de brouillage à court terme du service de Terre et vice versa.

Les pourcentages de temps indiqués dans les équations 1 à 4 sont les pourcentages du temps de réception. Lorsque la réception ne porte que sur une fraction du temps (par exemple, stations terriennes suivant des satellites sur orbite terrestre basse), il faut prendre en considération la probabilité combinée de brouillage et de réception, comme indiqué au § 5.

Les valeurs de la répartition des brouillages (i_s et i_c) et de la répartition du temps (P_s et P_t) indiquées dans les équations 1 à 4, doivent être choisies de manière à correspondre aux niveaux de brouillage auxquels on peut attendre en présence d'une situation typique de sources de brouillage des services de Terre et des services spatiaux, afin de réduire au minimum les Oontraintes résultant de l'adoption des critères de partage.

3. Critères de partage pour une source unique de brouillage

On peut subdiviser les limites de brouillage total et de temps applicables aux sources de brouillage des services spatiaux et des services de Terre en vue d'établir les niveaux admissibles appropriés de brouillage causés par telle ou telle source de brouillage (c'est-à-dire, le brouillage "par source unique"). A cet effet, on peut utiliser les équations 5 et 6 ci-dessous:

$$i_x'(20) = i_x(20)/n \qquad (5)$$

$$i_x'(p_x') = i_x(p_x)/yn - [i_x'(20) \times (1 - y)] \qquad (6a)$$

$$p_x' = p_x/(1 - y)n \qquad (6b)$$

où les paramètres portant le signe "prime" (') représentent des valeurs pour une seule source de brouillage et:

$i_x(20)$ = niveau total admissible de la puissance de brouillage (W) inscrite au bilan des services spatiaux ou de Terre, qui ne doit pas être dépassé pendant plus de 20% du temps;

$i_x(p_x)$ = niveau total admissible de la puissance de brouillage (W) inscrite au bilan des services spatiaux ou de Terre, qui ne doit pas être dépassé pendant plus de p_x% du temps;

n = nombre de sources de brouillage spatiales ou de Terre;

y = fraction des sources de brouillage spatiales ou de Terre à des niveaux renforcés $0 < y < 1$.

les équations 5 et 6 sont, par nature, semblables aux équations 1 à 4 [ORI 1987]. Les limites du brouillage à long terme sont subdivisées en fonction de la puissance et celles du brouillage à court terme en pourcentage de temps. Dans l'équation 6, seuls quelques cas de brouillage sont supposés se rapporter à leur valeur à court terme et par conséquent corrélés. Alors que ces cas de brouillage ont un niveau renforcé, on suppose que tous les autres cas sont à leur niveau à long terme. La somme de ces niveaux à long terme est censée correspondre à (n - yn) fois la limite de brouillage unique à long terme.

4. Seuils de coordination et critères de partage applicables au partage entre stations terriennes et émetteurs de Terre

4.1 Méthode et dispositions de l'Appendice 28

L'Appendice 28 au Règlement des radiocommunications contient une méthode de détermination de la zone de coordination d'une station terrienne dans les bandes de fréquences partagées entre services de radiocommunication spatiale et de radiocommunication de Terre. Ce sujet est également traité dans le Rapport 382. Les procédures décrites dans ces documents sont fondées sur des paramètres typiques des faisceaux hertziens pour le système de Terre. Compte tenu de l'utilisation de ces paramètres, les zones de coordination obtenues sont grandes (distance minimale = 100 km). Toutefois, il est admis que le nombre de stations brouilleuses est limité.

Il sera possible d'utiliser la procédure pour déterminer la zone de coordination dans les bandes de fréquences partagées entre le service ETS et les faisceaux hertziens, dès qu'on aura adopté les valeurs spécifiques pertinentes applicables aux paramètres du service ETS. Ces valeurs n'existent pas encore, ainsi qu'il ressort des tableaux appropriés de l'Appendice 28 qui contiennent des colonnes pour le service ETS et METSAT mais aucune valeur. On explique dans ce paragraphe comment l'on peut déterminer des valeurs de ces paramètres.

Pour les stations terriennes qui travaillent avec des satellites sur orbite terrestre basse, l'Appendice 28 et le Rapport 382 appliquent tous deux des méthodes simplifiées pour tenir compte des effets de la variabilité du gain d'antenne des stations terriennes sur les statistiques de brouillage. Le présent Rapport propose une autre méthode, plus précise que la méthode actuelle, pour traiter de ces effets.

Bien que l'Appendice 28 ait répondu de façon satisfaisante à l'objectif initial, il ne saurait être utilisé de manière appropriée pour évaluer la possibilité de partage ou la zone de coordination lorsque les systèmes de Terre comprennent un grand nombre d'émetteurs de très faible puissance (par exemple, certains services mobiles ou fixes). Un complément d'étude est nécessaire en vue d'élaborer une méthode susceptible d'être appliquée à ces cas.

4.2 Paramètres de coordination généralisés pour les récepteurs de station terrienne du service ETS

L'un des deux ensembles de paramètres de coordination généralisés doit être fourni pour les récepteurs de station terrienne du service ETS/METSAT afin que l'on puisse appliquer les dispositions de l'Appendice 28. Il s'agit des ensembles suivants:

(1) $P_r(p)$, $M_o(p_o)$, n, B

(2) p_o, n, J, $M_o(p_o)$, W, Te, B

dont tous les termes sont définis comme dans l'Appendice 28. Dans l'ensemble 1, la limite du brouillage à court terme doit être exprimée en tant que niveau maximal admissible de brouillage, p_r, qui ne doit pas être dépassé par une source de brouillage pendant plus de p% du temps ($p < 1$). Le facteur B est la largeur de bande de référence. Le facteur $M_o(p_o$ est la différence en dB entre les limites du brouillage à long terme (20%) et à court terme (p%) qui, considérée avec le facteur yn de l'équation (6a) (nombre de cas de brouillage corrélés) établit la relation suivante (en dB):

$$P_r(20) = P_r(p) - M_o(p_o) - 10 \log n \qquad (7)$$

Le facteur p_o provient directement de la limite de brouillage à court terme applicable à l'interaction station de Terre-station terrienne (équation 4b). Il s'agit du pourcentage cumulé de temps pendant lequel les stations de Terre sont autorisées à dépasser le seuil de brouillage à court terme. Le pourcentage de temps p_o est subdivisé entre (1 - y)n cas de brouillage non corrélés dus aux services de Terre pour déterminer le pourcentage de temps admissible p associé à une seule source de brouillage. Etant donné que l'Appendice 28 a trait aux émetteurs de Terre éloignés dont les sources de brouillage peuvent dépasser le seuil à court terme, la valeur de n est en général faible. Une station de Terre devrait rayonner vers une station terrienne du service ETS une p.i.r.e. d'environ 55 dBW dans la bande de référence B pour pouvoir faire partie de n. Les valeurs appropriées de n seraient comprises entre 1 et 3.

Dans le deuxième ensemble de paramètres, le paramètre J est le rapport puissance totale de brouillage/puissance de bruit thermique. Les valeurs de J peuvent être déterminées à partir de la proportion totale à long terme pour le brouillage causé par les services de Terre (équation (2)) et de la puissance de bruit thermique admise dans le système représentatif (Rapport 1123). Le facteur W permet d'ajuster les valeurs de J, afin de tenir compte des différences de dégradation entre le bruit thermique et le type de modulation du signal brouilleur dans le cas le plus défavorable. En général, les signaux brouilleurs produisent une dégradation qui n'est pas pire que celle d'un bruit thermique de puissance égale et W serait égal à 0 dB. Seuls les signaux utiles utilisant une modulation MF de taux élevé sembleraient justifier une valeur W plus élevée (W = 4 pour des systèmes de ce genre dans l'Appendice 28). Le paramètre T_e est la puissance du bruit thermique du système de réception de la station terrienne à la borne de sortie de l'antenne.

La différence entre l'utilisation du premier et l'utilisation du second ensemble de paramètres est que, avec le second ensemble de paramètres, on applique la température de bruit thermique réelle de la station terrienne. Dans tous les cas, le seuil de la puissance de brouillage admissible peut être ajusté compte tenu du gain de l'antenne de la station terrienne, en utilisant la méthode de l'Annexe I au Rapport 1123.

5. Méthode tenant compte des statistiques de visibilité et d'orbite des satellites à orbite terrestre basse

Conformément à l'Appendice 28 et au Rapport 382, il conviendrait de tenir compte des variations du gain dues au pointage variable des antennes de station terrienne qui poursuivent des satellites sur orbite basse lorsqu'on calcule les brouillages dus à des conditions de propagation qui ne se produisent que pendant de faibles pourcentages de temps. Les méthodes indiquées pour procéder à cet ajustement utilisent un gain fixe de l'antenne de la station terrienne dans la direction de l'horizon. Le gain à utiliser correspond à la plus grande des deux valeurs suivantes: valeur dépassée pendant 10% du temps (si on la connait) et valeur inférieure de 10 dB à celle du gain maximal dans la direction considérée. L'Annexe I montre que ces méthodes, d'un emploi facile, conduisent cependant à des distances de coordination inutilement grandes.

En plus de la variation de la direction de pointage des antennes, les stations terriennes utilisant des satellites sur orbite basse ne peuvent fonctionner pendant 100% du temps étant donné que la visibilité par rapport aux satellites est limitée par les orbites qu'ils décrivent. Dans les calculs de la zone de coordination, il convient également de tenir compte de la probabilité selon laquelle une station terrienne fonctionnera alors que dans le même temps les conditions de propagation occasionneront un brouillage renforcé.

Dans les paragraphes qui suivent on présente une autre procédure permettant d'évaluer les brouillages, fondée sur la probabilité que le brouillage renforcé, le pointage dans une direction donnée et le fonctionnement de la station terrienne se produiront tous simultanément.

5.1 Considérations sur le temps de fonctionnement de la station terrienne

De nombreux satellites d'exploration de la Terre sont situés sur des orbites polaires héliosynchrones dont les altitudes sont comprises entre 500 et 1 000 km. Les calendriers des opérations de 4 stations d'usager poursuivant 4 satellites de ce type (2 satellites NOAA et 2 satellites COSPAS) ont été analysés [Texas Instruments, 1977]. La probabilité de poursuite, dont la moyenne a été établie sur des périodes de 5 jours, s'échelonnait entre 15% et 18% pour les stations terriennes proches des latitudes moyennes. Ainsi, les stations terriennes fonctionnant avec plusieurs satellites ETS sur une orbite circumterrestre basse peuvent, en général, recevoir des émissions pendant 20% du temps au moins.

Le modèle de propagation utilisé dans le Rapport 382 est tiré du Rapport 724. Il prévoit les affaiblissements de transmission relativement peu marqués auxquels on peut s'attendre sur les trajets le long du grand cercle et les trajets de diffusion par la pluie pendant un petit pourcentage de l'année moyenne. Bien que la station terrienne ETS puisse recevoir des émissions pendant environ 20% du temps ou moins, on peut admettre que les statistiques des affaiblissements de transmission de référence qui se produisent pendant la réception sont, dans le cas le plus défavorable, égales à celles qui se produisent au cours d'une année moyenne. Dans cette hypothèse, il n'est pas nécessaire de procéder à un ajustement pour convertir les statistiques de propagation pendant l'année moyenne afin de tenir compte du temps limité de réception.

5.2 Autre méthode de détermination des gains d'antenne dans la direction de l'horizon dans le cas des stations terriennes travaillant avec des satellites sur orbite terrestre basse

L'Appendice 28 et le Rapport 382 décrivent des méthodes simples permettant de tenir compte de la variation du gain de l'antenne d'une station terrienne dans la direction de l'horizon quand on calcule la distance de coordination sur les trajets de propagation le long du grand cercle. L'Annexe I montre que ces méthodes surestiment l'effet statistique du gain d'antenne et conduisent en conséquence à des distances de coordination inutilement grandes. De plus, si ces méthodes étaient appliquées lors d'une analyse plus détaillée de la probabilité de brouillage, au cours des opérations de coordination (comme dans le Rapport 448, par exemple), la probabilité de brouillage serait, elle aussi, surestimée.

Des calculs, faits à titre d'exemple, ont montré que la méthode simplifiée de l'Appendice 28 surestime de 30 dB la valeur minimale de l'affaiblissement de transmissions de référence pour des pourcentages de temps compris entre 0,01% et 0,1%. Une erreur de cette importance conduit à des distances de coordination bien supérieures à celles nécessaires. Par exemple, l'emploi de la nouvelle méthode a permis de réduire la distance de coordination qui est passée de 1 000 km à 100 km (distance minimale) pour un trajet à 1 700 MHz. Autre d'exemple, pour un trajet à 7 550 MHz la distance de coordination est passée de 270 à 100 km.

L'Annexe II présente une autre méthode de traitement du gain d'antenne des stations terriennes lors de la détermination des distances de coordination résultant des mécanismes de propagation le long du grand cercle. Cette méthode tire parti du fait que les mécanismes de propagation sont indépendants du gain d'antenne de la station terrienne dans la direction d'une station de Terre pour prévoir plus précisément les statistiques de brouillage. La plus grande complexité de cette méthode se rachète par des distances de coordination plus courtes et par l'élimination concomitante de coordinations inutiles. La méthode est également applicable aux analyses de probabilité de brouillage, telles qu'elles ont lieu au cours des opérations de coordination.

6. Critères de partage disponibles

Les critères de partage visant à protéger le fonctionnement des détecteurs passifs dans la bande 10,60 - 10,68 GHz sont spécifiés dans le renvoi 831 du Règlement des radiocommunications. Ces critères ne sont pas applicables dans certains pays.

Les critères de partage proposés dans le Rapport 850 permettraient d'effectuer un partage dans la bande 18,6 - 18,8 GHz entre les détecteurs passifs et le service fixe, le service mobile et le service fixe par satellite.

Il ne semble pas qu'il existe d'autres critères de partage appartenant spécifiquement au service d'exploration de la Terre par satellite. Un complément d'étude est nécessaire en vue de déterminer les critères appropriés pour ce service.

7. Conclusions

Une méthode permettant d'établir des critères de partage et des seuils de coordination a été décrite. Elle prévoit de subdiviser les critères de brouillage du service ETS entre les sources de brouillage, afin d'obtenir des critères susceptibles de s'appliquer aux différentes sources de brouillage. En outre, il est proposé d'adopter certaines valeurs afin de pouvoir procéder à la coordination conformément à l'Appendice 28.

Une nouvelle méthode est présentée pour déterminer les distances de coordination sur les trajets le long du grand cercle à partir des stations terriennes qui travaillent avec des satellites sur orbite terrestre basse. Cette méthode utilise les statistiques de pointage des antennes des stations terriennes pour arriver à de plus courtes distances de coordination concernant ces stations terriennes, sans sacrifier le caractère prudent de la présente méthode de l'Appendice 28.

On peut appliquer les méthodes décrites dans le présent rapport pour élaborer les critères de partage et les seuils de coordination pour le service d'exploration de la Terre par satellite.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ORI [1987] Interference and Frequency Sharing Criteria for the Earth Exploration - Satellite and Meteorological - Satellite Services, Final Report. ORI Technical Report No. 2717 .ORI Corporation, Lanham, MD, Etats-Unis d'Amérique.

TEXAS INSTRUMENTS [1977] Study of Satellite Emergency Locater Systems for the NASA Goddard Space Flight Center. Texas Instruments, Inc., Dallas, TX, Etats-Unis d'Amérique.

ANNEXE I

Effets de la poursuite des satellites sur orbite terrestre basse par les antennes de station terrienne sur les statistiques de brouillage reçu ou causé par les stations terriennes

1. Introduction

Le brouillage entre les stations de Terre et la poursuite des satellites sur orbite basse effectuée par les stations terriennes dépend de paramètres dont la valeur varie avec le temps. Spécifiquement, le gain de l'antenne de la station terrienne dans la direction de la station de Terre, ainsi que les affaiblissements de propagation varient d'une façon statistiquement indépendante mais prévisible. La présente annexe traite des effets de ces paramètres sur le brouillage et elle évalue la précision des méthodes d'approximation indiquées dans le Rapport 382 et l'Appendice 28 au Règlement des radiocommunications, lesquelles traitent de ces effets dans le calcul des distances de coordination.

2. Gain de l'antenne de la station terrienne dans la direction de l'horizon

Les distributions de la probabilité du gain d'antenne dans la direction de l'horizon ont été analysées dans le cas de stations terriennes représentatives ayant les caractéristiques suivantes:

- latitudes des stations terriennes: 0, 35 et 65°;
- orbite du satellite: 825 km d'altitude, circulaire, inclinaison de 98,89°;
- angle de site minimal de la station terrienne: 3°;
- temps minimal de visibilité (au-dessus de 3°) pendant lequel ont lieu des tentatives de poursuite: 1 minute;

- diamètres et fréquences d'exploitation de l'antenne de la station terrienne: 2,44 m - 1,7 GHz, 25,9 m - 1,7 et 7,55 GHz;

- diagramme de rayonnement de l'antenne de la station terrienne: comme indiqué dans l'Appendice 28;

- angle de l'horizon physique (mesuré entre l'horizon de la Terre et un plan horizontal passant par l'antenne de la station terrienne): 0° dans tous les azimuts.

La Figure 1 indique les résultats des analyses effectuées pour une source de brouillage à l'azimut 20° dans l'hémisphère nord. Parmi tous les azimuts et toutes les latitudes, on a constaté que cet angle azimutal donnait, pour une probabilité donnée, les plus hautes valeurs de gain. On peut constater que les gains élevés deviennent de plus en plus probables lorsque la latitude de la station terrienne s'élève et que les antennes sont petites.

Les probabilités indiquées par la Figure 1 concernent le temps pendant lequel un satellite est visible de la station terrienne; pour l'orbite donnée et pour des latitudes de 0, 35° et 65°, le temps de visibilité est de 3,05%, 3,73% et 8,48% du temps, respectivement.

Dans le Rapport 382 (et dans l'Appendice 28), le calcul des distances de coordination s'effectue en remplaçant le gain réel de l'antenne de la station terrienne par un gain constant dans le temps. Ce gain est égal à la plus grande des deux valeurs suivantes: 10 dB de moins que le gain maximal dans la direction de l'horizon où le gain qui n'est pas dépassé pendant plus de 10% du temps. Le Tableau I indique le gain résultant de l'utilisation de ces méthodes pour un azimut de 20°. Dans les situations analysées, le gain utilisé dans le Rapport 382 est sans exception le gain inférieur de 10 dB au gain maximal dans la direction de l'horizon.

TABLEAU I

Gain constant dans le temps, résultant de l'utilisation des méthodes de calcul du Rapport 382 et de l'Appendice 28

Diamètre de l'antenne (m)	Gain maximal dans la direction de l'horizon, moins 10 dB (dBi)	Gain (dBi) qui n'est pas dépassé pendant plus de 10% du temps, pour les latitudes		
		0°	35°	65°
2,44	18,6	5,1	7,0	10,1
25,9	10,1	-3,5	-2,0	4,8

3. Valeur minimale admissible de l'affaiblissement de transmission de référence

Dans le Rapport 382, la distance de coordination est déterminée à partir de la valeur minimale admissible de l'affaiblissement de transmission de référence, au moyen de l'équation suivante:

$$L_b(p) = P_t + G_t + G_r - P_r(p) \qquad (1)$$

où:

L_b (p) = valeur minimale admissible de l'affaiblissement de transmission de référence (dB) qui ne doit pas être dépassée pendant (100 - p)% du temps;

P_t = puissance d'émission maximale (dBW) disponible dans la largeur de bande de référence, à l'entrée de l'antenne de la station brouilleuse;

G_t = gain (dBi) de l'antenne d'émission de la station brouilleuse;

G_r = gain (dBi) de l'antenne de réception de la station brouillée;

$P_r(p)$ = niveau de brouillage admissible (dBW) dans la largeur de bande de référence, qui ne doit pas être dépassé pendant plus de p% du temps aux bornes de l'antenne de réception de la station brouillée.

L'Annexe II décrit une approche plus précise pour traiter de la variabilité du gain de l'antenne de la station terrienne; cette approche s'applique aux statistiques conjointement évaluées du gain d'antenne de la station terrienne et de l'affaiblissement de transmission de référence, en utilisant une autre forme de l'équation (1):

$$I_r(p) = P_t + G_t + [G_r - L_b] (p) \qquad (2)$$

où:

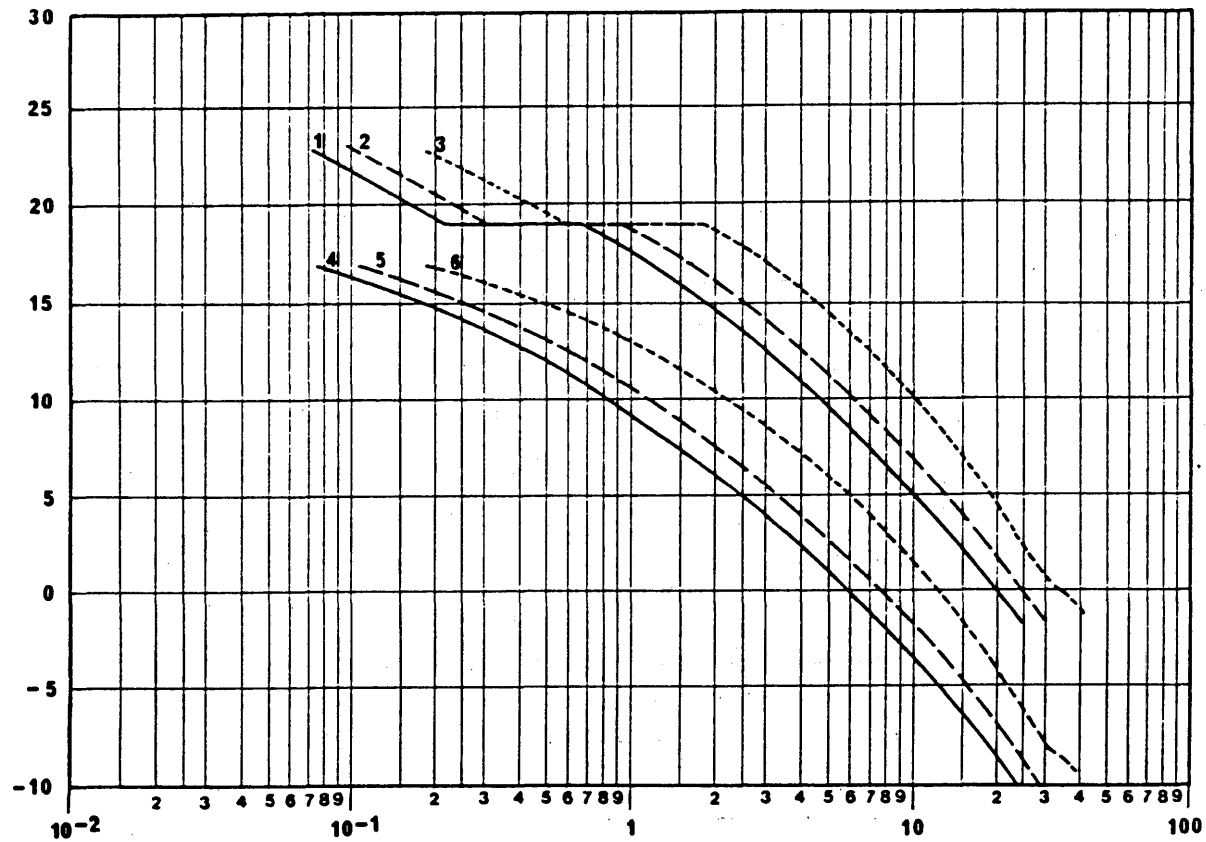
$I_r(p)$ = puissance du signal brouilleur (dBW) dépassée pendant p% du temps.

Avec la méthode de l'Annexe II, la distance de coordination est la distance à laquelle la valeur $[G_r - L_b] (p)$ de l'équation (2) fait que $I_r (p)$ est égale au niveau de brouillage admissible qui ne doit pas être dépassé pendant plus de p% du temps.

La Figure 2 représente les distributions cumulatives de l'affaiblissement de transmission de référence pour les trajets à 1,7 GHz et 7,5 GHz ici analysés pour une distance de 100 km.

La Figure 3 donne les distributions cumulatives de $[G_r - L_b] (p)$ pour les cas qui ont été analysés. Tous les résultats sont indiqués pour un azimut de 20° dans l'hémisphère nord.

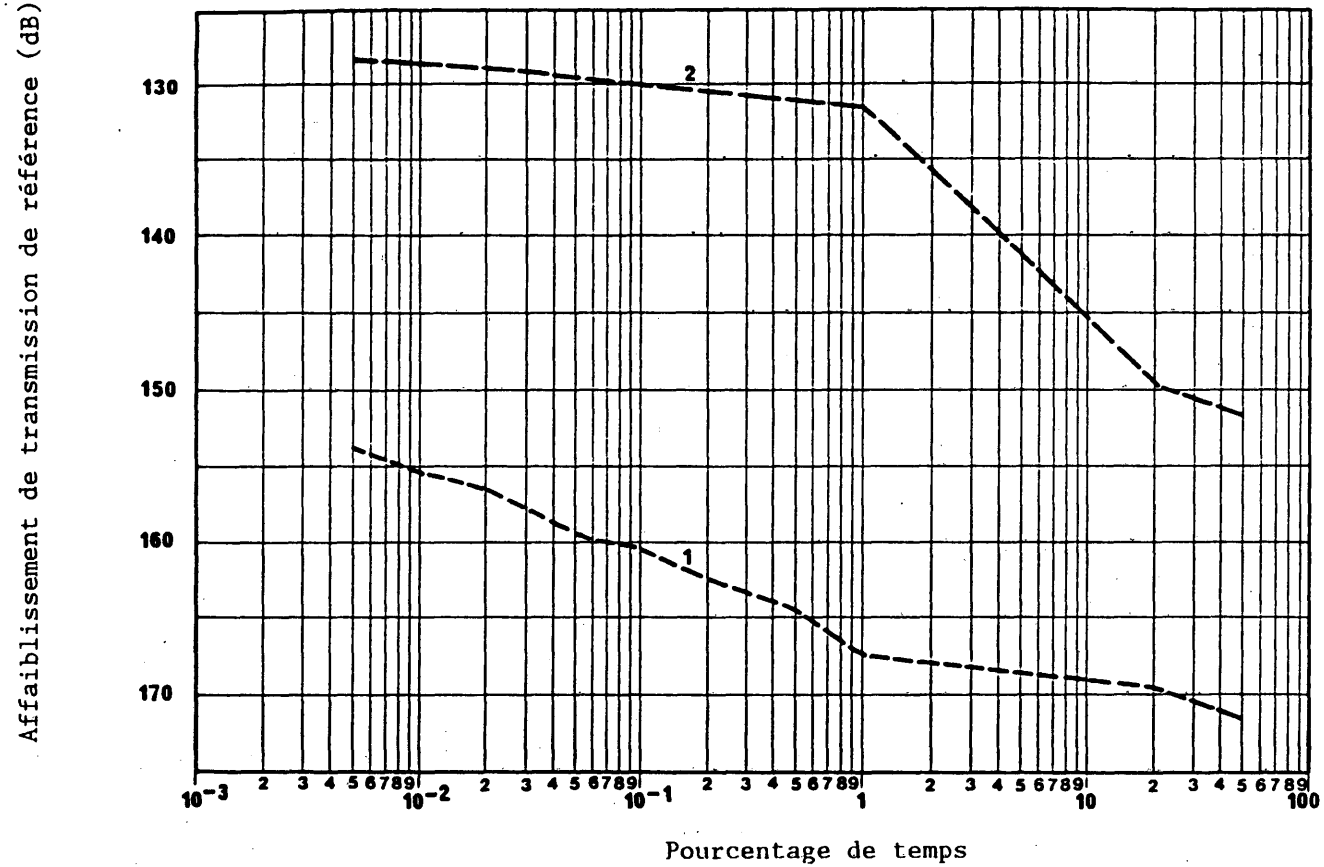
Une comparaison des valeurs de $[G_r - L_b] (p)$ respectivement obtenues avec la méthode plus précise de l'Annexe II et l'approche approximative de l'Appendice 28 et du Rapport 382 (en utilisant le Tableau I et l'équation (2)) révèle que l'approche approximative surestime de 30 dB, pour les pourcentages de temps compris entre 0,01% et 1%, la valeur minimale requise de l'affaiblissement de transmission de référence. Une aussi grande erreur conduit à des distances de coordination beaucoup plus longues qu'il n'est nécessaire. Par exemple, la méthode de l'Annexe II donne une distance de coordination de 100 km alors que l'approche approximative du Rapport 382 (avec une erreur de 30 dB) donne une distance de coordination excessivement prudente: 1 000 km et 270 km respectivement sur les trajets à 1,7 GHz et à 7,55 GHz de la Figure 1.



1. Station terrienne 2,44 m latitude 0°
2. Station terrienne 2,44 m latitude 35°
3. Station terrienne 2,44 m latitude 65°
4. Station terrienne 25,9 m latitude 0°
5. Station terrienne 25,9 m latitude 35°
6. Station terrienne 25,9 m latitude 65°

FIGURE 1

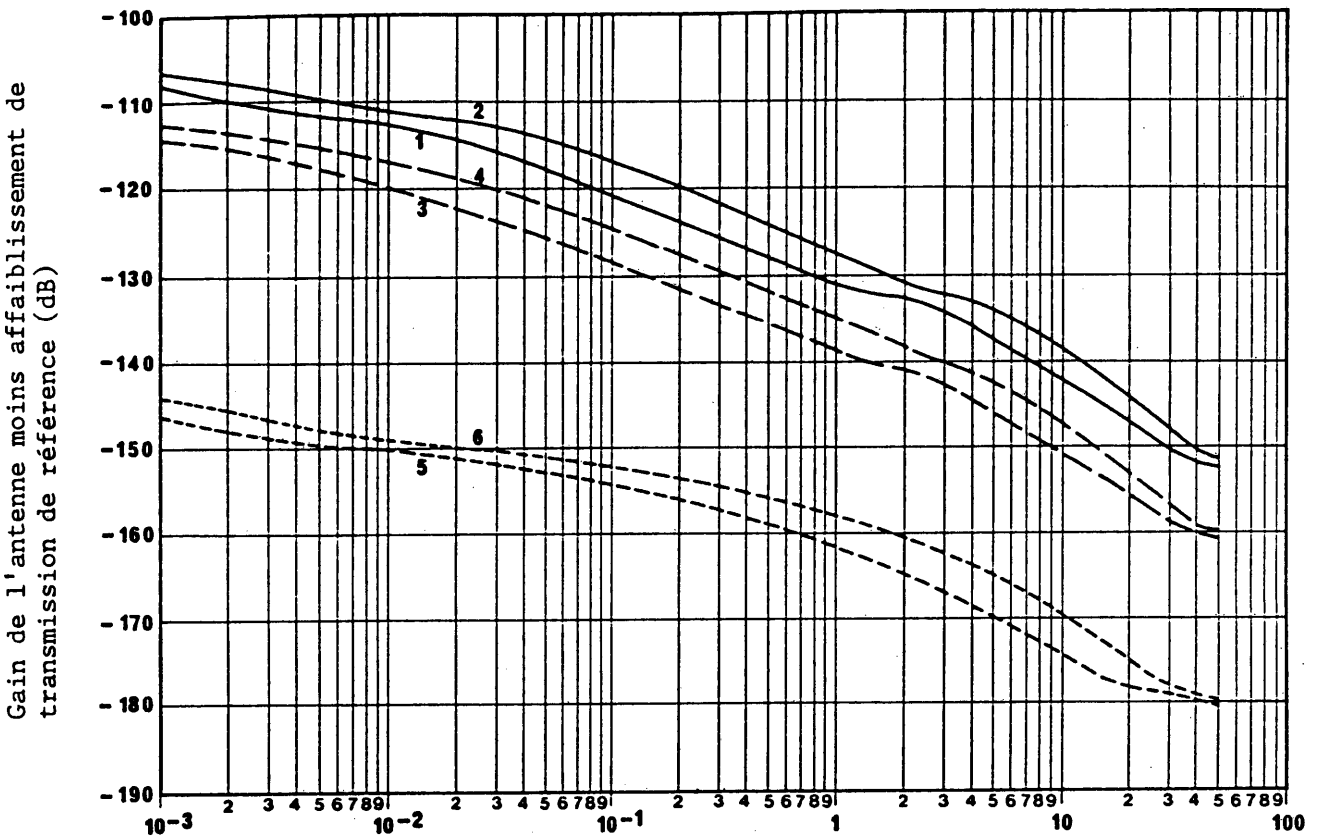
Statistiques du gain vers l'horizon pour la station terrienne considérée



1: 1,7 GHz, zone radioclimatique C 2: 7,55 GHz, zone radioclimatique A2

FIGURE 2

Affaiblissements de transmission de référence admis pour l'analyse (trajet de 100 km)



1. Latitude 0°
   1,7 GHz, 2,44 m

2. Latitude 65°
   1,7 GHz, 2,44 m

3. Latitude 0°
   1,7 GHz, 25,9 m

4. Latitude 65°
   1,7 GHz, 25,9 m

5. Latitude 0°
   7,55 GHz, 25,9 m

6. Latitude 65°
   7,55 GHz, 25,9 m

FIGURE 3

Statistiques de gain moins affaiblissement (azimut 20°)

4. Discussion des résultats

La méthode approximative du Rapport 382 et de l'Appendice 28, utilisée pour ajuster le gain d'antenne des stations terriennes qui poursuivent des satellites sur orbite terrestre basse (par exemple, 825 km, inclinaison de 98,9°), aboutit à des distances de coordination d'une excessive exigence. La méthode plus précise de l'Annexe II requiert le calcul et la convolution des statistiques du gain d'antenne des stations terriennes dans la direction de l'horizon et des affaiblissements de transmission de référence sur les trajets des signaux le long du grand cercle. La complexité de l'approche de l'Annexe II est compensée par le raccourcissement des distances de coordination et par l'allègement des travaux administratifs de coordination.

ANNEXE II

Méthode de détermination des distances de coordination sur des trajets le long du grand cercle pour les stations terriennes travaillant avec des satellites sur orbites terrestres circulaires basses

1. Introduction

La présente Annexe porte sur une méthode pas à pas de détermination des distances de coordination sur les trajets le long du grand cercle pour les stations terriennes qui travaillent avec des satellites sur orbite terrestre basse. La méthode demande le calcul itératif des distances évaluées dans chaque azimut, afin de déterminer la distance à laquelle la puissance du signal brouilleur ne dépasse pas pendant plus de p% du temps le niveau de brouillage admissible. On trouvera ci-après le résumé des différentes étapes de la procédure et de la méthode de calcul, ainsi qu'un exemple de calcul.

2. Résumé de la procédure

Etape 1. Déterminer les statistiques de gain de l'antenne de la station terrienne dans la direction de l'horizon, dans les azimuts pour lesquels seront calculées les distances de coordination (par exemple, tous les 5°). Pour ce faire, on peut utiliser un diagramme de référence du gain d'antenne de la station terrienne (par exemple, le diagramme de l'Appendice 28 ou un diagramme mesuré) et une simulation par ordinateur de la poursuite des satellites par l'antenne de la station terrienne (voir la section 3).

Etape 2. Pour un azimut choisi, évaluer, dans un premier temps, la distance de coordination en utilisant la méthode du Rapport 382, mais en supposant que la valeur du gain de l'antenne de la station terrienne vers l'horizon est à son minimum.

Etape 3. Pour le trajet de brouillage déterminé au cours de l'étape 2, calculer la distribution cumulative de l'affaiblissement de transmission de référence en utilisant les méthodes du Rapport 724 pour les pourcentages de temps inférieurs à 1% et les méthodes du Rapport 569 pour les autres pourcentages de temps. Etant donné que la distance de coordination minimale est de 100 km et que, au moment où on calcule la distance de coordination, on ne connaît pas dans tous ses détails la situation de brouillage potentielle, on peut raisonnablement admettre que la distribution cumulative de l'affaiblissement de transmission de référence est symétrique par rapport à sa valeur moyenne (c'est-à-dire qu'il n'est nécessaire de faire les calculs que pour des pourcentages de temps de 50% ou moins). En outre, une distribution assez exacte peut être interpolée et extrapolée à partir des valeurs calculées pour 50%, 20%, 10%, 5%, 1%, 0,1%, 0,01% et 0,001% du temps.

Etape 4. Pour le trajet de l'étape 3, déterminer la distribution cumulative du gain d'antenne de la station terrienne moins l'affaiblissement de transmission de référence, en procédant à la convolution des statistiques déterminées dans les étapes 1 et 3 (voir la section 4).

Etape 5. Pour le trajet de l'étape 3, comparer le niveau de brouillage admissible avec le niveau de brouillage calculé lors de l'étape 4 pour le pourcentage de temps p associé au niveau de brouillage admissible. Les équations qui suivent sont à utiliser à cette fin (elles sont fondées sur l'équation (2) du Rapport 382):

$$I(p) = P_t + G_{terr} + [G_{es} - L] (p) \quad (1)$$

$$e = P_r (p) - I (p) \quad (2)$$

où:

$I(p)$ = puissance de brouillage (dBW) prévu pour ne pas se produire pendant plus de p% du temps;

P_t = puissance de l'émetteur (dBW) dans la largeur de bande de référence, à l'entrée de l'antenne de la station brouilleuse;

G_{terr} = gain de l'antenne (dBi) de la station de Terre dans la direction de la station terrienne;

$[G_{es} - L(p)$ = gain de l'antenne de la station terrienne, moins l'affaiblissement de transmission de référence qui n'est pas dépassé pendant plus de p% du temps (origine: étape 4);

e = quantité (dB) dont le niveau de brouillage admissible Pr(p) dépasse le niveau de brouillage prévu pour le trajet.

Etape 6. Accroître ou réduire la distance de coordination évaluée (par exemple, à partir de l'étape 2) pour les valeurs négative et positive du paramètre e, respectivement, afin que la valeur du paramètre e tende vers zéro. Les étapes 3 à 5 seront répétées, en utilisant des évaluations de distance ajustées, jusqu'à ce que la valeur de e devienne suffisamment petite. Une bonne condition à remplir par une nouvelle distance évaluée est que cette distance diffère de la précédente d'une quantité qui accroît ou réduit L d'environ "e" dB. La distance qui aboutit à $0 \leq e \leq 1$ dB est la distance de coordination de mode 1 pour l'azimut choisi.

Etape 7. Répéter les étapes 2 à 6 pour les autres azimuts, par échelons de 5°. Selon les variations rencontrées d'azimut à azimut entre les zones radioclimatiques et les angles de l'horizon physique, une bonne évaluation de la distance de coordination (étape 2) peut, dans un premier temps, être fondée sur la distance de coordination déterminée pour l'azimut adjacent.

3. Détermination des statistiques de gain d'antenne (étape 1)

3.1 Système de coordonnées utilisé pour l'analyse

Le système de coordonnées utilisé pour le calcul relatif au satellite orbital est un système inertiel (c'est-à-dire fixe par rapport au centre de la Terre et sans rotation). L'origine est le centre de la Terre. Les vecteurs unitaires du système de coordonnées sont définis par rapport à la Terre au

ARCHIVES U.I.T. GENÈVE

temps 0 du problème. La direction x passe par le point 00° N, 000° E au temps 0 (c'est-à-dire l'équateur au méridien de Greenwich). La direction y passe par le point 00° N, 090° E au temps 0. La direction z passe par 90° N (c'est-à-dire le pôle Nord). L'unité de longueur est le kilomètre, mais le rayon de la Terre est en outre souvent utilisé.

On a intérêt à convertir le système inertiel de coordonnées en un système de coordonnées rotatif (non inertiel) fixe par rapport à la Terre. Ce système est animé d'un mouvement de rotation vers l'est autour de l'axe d'inertie z à la vitesse de rotation de la Terre et il est considéré comme coïncidant avec le système inertiel au temps 0. De plus, dans le cas d'une orbite héliosynchrone, une correction est apportée à la vitesse de rotation de la Terre pour tenir compte de la précession orbitale non képlérienne.

3.2 Position du satellite au temps t

Pour les orbites circulaires - comme dans le cas considéré - on utilise les paramètres orbitaux képlériens suivants:

R_s = rayon de l'orbite - distance du centre de la Terre au satellite.

i = angle d'inclinaison (degrés) - angle formé par le plan orbital et le plan équatorial de la Terre. Cet angle est inférieur à 90° si le satellite va vers l'est quand il coupe le plan équatorial du sud au nord; il est supérieur à 90° si le satellite se dirige vers l'ouest et il est d'exactement 90° dans le cas d'une orbite polaire.

Ω = longitude (degrés) du noeud ascendant - dans le plan équatorial, angle formé par le vecteur unitaire y et le satellite quand il coupe le plan équatorial du sud au nord. Si i = 0, on met Ω = 0.

M(0) = anomalie moyenne (radians) - dans le plan orbital du satellite, angle à partir du point où le satellite coupe le plan équatorial du sud au nord jusqu'à la position du satellite au temps 0. Si i = 0, M(0) est mesuré à partir du vecteur unitaire x jusqu'à la position du satellite au temps 0.

On utilise en outre, pour les satellites héliosynchrones, un paramètre non képlérien:

ΔL = précession de longitude du noeud ascendant, mesurée en degrés vers l'est par an. Pour un satellite héliosynchrone,

$$\Delta L = 2\pi \text{ radians/année} = 1{,}9911 \times 10^{-7} \text{ radians/seconde}$$

La position inertielle du satellite au temps t, $SI(t) = (SI_x, SI_y, SI_z)$ est calculée comme suit. La période orbitale du satellite est donnée par:

$$T_s = \text{période orbitale} = 0_{const} \times R_s^{1,5} \qquad (3)$$

$$\Delta M = \text{vitesse orbitale moyenne} = 1/T_s \qquad (4)$$

où:

0_{const} = constante orbitale = $1/(9{,}952004586 \times 10^{-3})$ secondes/$km^{1,5}$)

On a alors:

$$M(t) = \text{anomalie moyenne au temps } T = \Delta M \times t + M(0) \quad (5)$$

et, finalement:

$$SI_x = R_s \times \cos(\Omega) \times \cos(M(t)) - R_s \times \sin(\Omega) \times \cos(i) \times \sin(M(t)) \quad (6a)$$

$$SI_y = R_s \times \sin(\Omega) \times \cos(M(t)) + R_s \times \cos(\Omega) \times \cos(i) \times \sin(M(t)) \quad (6b)$$

$$SI_z = R_s \times \sin(i) \times \sin(M(t') \quad (6c)$$

Nous faisons alors tourner la position inertielle SI(t) vers l'ouest, vers le système de coordonnées rotatif fixe par rapport à la Terre, pour obtenir la position du satellite $S(t) = (S_x, S_y, S_z)$, comme suit:

$$S_x = \cos(\Delta E \times t) \times SI_x - \sin(\Delta E \times t) \times SI_y \quad (7a)$$

$$S_y = \sin(\Delta E \times t) \times SI_x + \cos(\Delta E \times t) \times SI_y \quad (7b)$$

$$S_z = SI_z \quad (7c)$$

où:

$\Delta E = \Delta E' - \Delta L$ = vitesse de rotation relative de la Terre vers l'est (8)

$\Delta E'$ = vitesse de rotation réelle de la Terre vers l'est dans un cadre inertiel = $7{,}292115856 \times 10^{-5}$ radians/seconde.

Il est à noter que, dans le cas des orbites non circulaires, le calcul de la position du satellite, S_t, est beaucoup plus compliqué. Une technique très recommandée, adaptée à l'ordinateur, est la formulation variable universelle donnée au chapitre 4 de [Bates et autres, 1971]. Les calculs exposés ici sont également décrits par Bates (chapitres 1, 2 et 4).

3.3 Paramètres géométriques de la station terrienne

Etant donné une station terrienne à Lat degrés de latitude nord et à Lon degrés de longitude est, soit:

R_e = rayon de la Terre.

Si la position de la station terrienne est $E = (E_x, E_y, E_z)$, on a

$$E_x = R_e \times \cos(Lon) \times \cos(Lat) \quad (9a)$$

$$E_y = R_e \times \sin(Lon) \times \cos(Lat) \quad (9b)$$

$$E_z = R_e \times \sin(Lat) \quad (9c)$$

Soit $H(a, el_t) = (H_x, H_y, H_z)$ un vecteur unitaire allant de la station terrienne vers l'horizon terrestre,

où:

a = azimut dans la direction du point de l'horizon (degrés)

el_t = angle de site de l'horizon terrestre au-dessus de l'horizontale locale de la station terrienne (degrés)

On a alors:

$$H_x = -\cos(Lon) \times \sin(Lat) \times \cos(a) \times \cos(el_t) - \sin(Lon) \times \sin(a) \times \cos(el_t) + \cos(Lat) \times \cos(Lon) \times \sin(el_t) \quad (10a)$$

$$H_y = -\sin(Lon) \times \sin(Lat) \times \cos(a) \times \cos(el_t) + \cos(Lon) \times \sin(a) \times \cos(el_t) + \cos(Lat) \times \sin(Lon) \times \sin(el_t) \quad (10b)$$

$$H_z = \cos(Lat) \times \cos(a) \times \cos(el_t) + \sin(Lat) \times \sin(el_t) \quad (10c)$$

Etant donné S(t) et E, la valeur S(t)-E est alors le vecteur qui va de la station terrienne au satellite.

L'angle par rapport à l'axe du lobe principal, φ (t), est l'angle compris entre le faisceau principal de l'antenne au temps t et un point considéré (station de Terre d'émission ou de réception), mesuré à l'emplacement de l'antenne de la station terrienne. Si l'antenne se trouve au point E, qu'elle est pointée sur le satellite à S(t), et que la station de Terre est considérée être dans la direction "a" du vecteur unitaire H(a) pointé sur l'horizon à partir de la station terrienne, on a:

$$\varphi \ (t) = \cos^{-1}[(S(t)-E) \ . \ H(a)) \ / \ S(t)-E \ ] \quad (11)$$

Au temps t, l'angle de site de l'antenne est

$$el(t) = \sin^{-1}[E \ . \ (S(t) - E)) \ / \ R_e \times S(t) - E \ )] \quad (12)$$

où:

(S(t)-E) . H(a) est le produit scalaire de deux vecteurs

S(t)-E est la longueur du vecteur

3.4 Statistiques du gain d'antenne dans la direction d'un point de l'horizon

Le gain d'antenne (G(φ (t))) aux angles φ (t) par rapport à l'axe du lobe principal peut être déterminé en utilisant un diagramme de référence pertinent (par exemple, le diagramme de l'Annexe II à l'Appendice 28).

Nous étudions la fonction P(g), c'est-à-dire la probabilité que le gain G(φ (t)) de la station terrienne E dans la direction du point considéré H(a) de l'horizon dépasse une quelconque valeur arbitraire, g, étant entendu que la position du satellite, S(t), se situe au-dessus d'un quelconque angle de site minimal, el_{min}. Supposons que nous observions la valeur de G(φ (t)) pendant une quelconque période de temps, T. Nous pouvons alors évaluer P(g) au moyen de la formule:

$$\frac{\text{temps total } G(\varphi \ (t)) \geq g \text{ et } el(t) \geq el_{min}}{\text{temps total } el(t) \geq el_{min}} \quad (13)$$

Une expression plus formelle de P(g) est la suivante:

$$P(g) = \lim_{T \to \infty} \frac{\int_0^T x(g,t) \times y(t)\, dt}{\int_0^T y(t)\, dt} \qquad (14)$$

où, quand l'expression est résolue par intégration numérique:

$$x(g,t) = \begin{cases} 1 \text{ si } g - \; - < G(\varphi) \leq g + \varepsilon \\ 0 \text{ autrement} \end{cases}$$

$$y(t) = \begin{cases} 1 \text{ si } el(t) \geq el_{min} \\ 0 \text{ autrement} \end{cases}$$

Comme il n'existe pas de solution à forme fermée pour P(g), nous devons procéder à l'intégration numérique de l'équation. La solution est facilitée par la définition de x(g,t), puisque les statistiques de gain peuvent être cumulées en compartiments (par exemple, les compartiments de 1 dB de largeur) entre les valeurs maximale et minimale du gain. Si la projection du trajet du satellite sur le sol se répète périodiquement, l'équation (14) peut être intégrée pour couvrir cette période et une solution peut être trouvée. En règle générale, T_e et T_s n'auront pas de commune périodicité. Dans ce cas, nous pouvons former une double intégrale: l'intérieure intégrée par rapport au temps entre les limites de 0 et de T_s, l'extérieure intégrée par rapport à Ω (longitude du noeud ascendant) entre les limites de 0 et de 360 degrés.

$$P(g) = \int_0^{360} \left[\frac{\int_0^{T_s} x(g,t) \times y(t)\, dt}{\int_0^{T_s} y(t)\, dt} \right] d\Omega \qquad (15)$$

L'efficacité et la précision avec lesquelles est résolue l'expression P(g) demandent le choix judicieux de la grandeur de l'échelon de temps (dt) et de la longitude du noeud ascendant ($d\Omega$). Pour les satellites sur orbite très inclinée, on peut obtenir de bons résultats en prenant pour $d\Omega$ les échelons suivants:

- 0,25° pour les latitudes de station terrienne inférieures à 35°
- 0,3° pour les latitudes de station terrienne comprises entre 35° et 55°
- 0,4° pour les latitudes de station terrienne supérieures à 55°.

Pour les orbites de satellite inclinées de moins de 70° ou de plus de 110°, on choisira des échelons $d\Omega$ plus étroits.

Pour dt, on peut choisir des échelons de grandeur appropriée en utilisant l'équation suivante:

$$dt = d\Omega / \Delta M \qquad (16)$$

Les valeurs de la probabilité de gain P(g) obtenues au moyen de l'équation (15) définissent la fonction de densité de probabilité. Cette fonction est utilisée pour déterminer les statistiques du gain moins l'affaiblissement.

4. Détermination des statistiques du gain d'antenne moins l'affaiblissement de transmission de référence (étape 4)

Avec les statistiques de gain d'antenne ($P(g \leq G_{es})$) et l'affaiblissement de transmission de référence ($P(l \leq L)$), on obtient les valeurs du paramètre $[G_{es} - L]$ (p) de l'équation (1) au moyen d'une fonction de distribution cumulative inverse définie comme suit:

$P(g - l \geq Z)$ = fonction de distribution cumulative inverse (dB) (c'est-à-dire probabilité qu'une valeur de la variable aléatoire (g-l) dépasse ou égale un quelconque niveau arbitraire Z);

g = gain d'antenne (dB), variable aléatoire

l = affaiblissement de transmission de référence (dB), variable aléatoire

Z = valeur arbitraire (dB) du paramètre (g-l).

La distribution cumulative inverse $P(g-l \geq Z)$ peut être déterminée par une convolution de $P'(g \leq G_{es})$ et de $P(l \leq L)$ (où $P'(g)$ est la fonction de densité de $P(g \leq G_{es})$, c'est-à-dire $d/dg\ P(g \leq G_{es})$, de la façon suivante:

$$P(g-l \geq Z) = 1 - P(g-l \leq Z) \tag{17a}$$

$$= 1 \left\{ \begin{array}{l} G_{es} = G_{max} \\ P'(g \leq G_{es}) \times P(l \geq G_{es} - Z)\, dg \\ G_{es} = G_{min} \end{array} \right. \tag{17b}$$

$$= 1 \left\{ \begin{array}{l} G_{es} = G_{max} \\ P'(g \leq G_{es}) \times (1 - P(l \leq G_{es} - Z))\, dg \\ G_{es} = G_{min} \end{array} \right. \tag{17c}$$

où:

G_{min}: niveau minimal du gain d'antenne (dBi) vers l'horizon

G_{max}: niveau maximal du gain d'antenne (dBi) vers l'horizon

$P'(g \leq G_{es})$: fonction de densité du gain d'antenne (dBi) (c'est-à-dire tirée de l'équation (15).

5. Réalisation par ordinateur de l'étape 1 (statistique de gain) et de l'étape 4 (détermination des statistiques de gain moins affaiblissement)

Deux programmes informatiques ont été mis au point pour exécuter les étapes 1 et 4. Ils sont disponibles par l'intermédiaire de l'UIT , [ARC, 1989]. Ils sont codés en ANSI FORTRAN 77 (avec l'utilisation additionnelle d'instructions "INCLUDE" disponibles dans la plupart des compilateurs FORTRAN), avec un codage source qui les rend utilisables dans pratiquement tous les ordinateurs pourvus d'un compilateur FORTRAN.

Le premier programme donne les statistiques du gain d'antenne de la station terrienne dans la direction de l'horizon. Le second produit les statistiques du gain moins l'affaiblissement de transmission de référence. Sur option, on peut en outre disposer d'utiles résultats de calculs intermédiaires. Les valeurs par défaut sont automatiquement utilisées (mais ajustées sur option) pour les paramètres qui influent sur la précision de toutes les intégrations. Les données d'entrée requises sont les suivantes:

- azimut(s) pour lesquels seront effectués les calculs, et angles associés de l'horizon physique;
- latitude et longitude de la station terrienne;
- angle de site minimal de la station terrienne auquel l'émission ou la réception aura lieu et temps minimal pendant lequel un satellite doit se trouver au-dessus de cet angle;
- fréquence et diamètre de l'antenne (pour utilisation avec le diagramme de rayonnement de référence de l'Appendice 28);
- altitude et inclinaison de l'orbite;
- précession annuelle de la longitude du noeud ascendant;
- ensemble d'affaiblissements de transmission de référence en fonction du pourcentage de temps (obtenu à l'issue de l'étape 3).

Les programmes peuvent être exécutés avec un ordinateur de classe PC ayant au minimum une mémoire de 128 k (pour utiliser le programme compilé fourni avec la référence, il faut aussi un coprocesseur mathématique). Cette configuration traitera 24 azimuts pendant un passage du programme 1 (le programme 2 fait des calculs pour un azimut à la fois). Avec un ordinateur du type PC XT, le programme 1 permet de calculer les statistiques de gain pour 24 azimuts en 10 - 15 minutes. Avec le programme 2, on peut calculer en beaucoup moins d'une minute les statistiques de gain moins affaiblissement dans un azimut.

6. Exemple de calcul de la distance de coordination

On trouvera ci-après un exemple du calcul de la distance de coordination sur un trajet le long du grand cercle dans le cas d'une station terrienne du service de météorologie par satellite. La station est située sur l'équateur. On utilise une antenne de 25,9 m de diamètre fonctionnant à 1 700 MHz. Il n'existe pas d'écran de terrain sur le trajet du signal brouilleur (c'est-à-dire que l'angle de l'horizon physique est de 0°); ce trajet ne passe que par la zone radioclimatique A2 (trajet terrestre sans grande étendue d'eau au voisinage), il est situé dans un climat équatorial de type 1 et se trouve dans un azimut de 20° à partir de la station terrienne (angle mesuré à partir du nord dans le sens des aiguilles d'une montre). Le satellite décrit une orbite circulaire de 825 km d'altitude et de 98,89° d'inclinaison. Par ailleurs, l'angle de site minimal de l'antenne est de 3° et le temps de visibilité du satellite (au-dessus de l'angle de site de 3°) doit être d'au moins 1 minute. Les autres hypothèses utilisées sont indiquées dans l'exposé pas à pas qui suit.

6.1 Etape 1: statistiques du gain d'antenne

Pour calculer les statistiques de gain d'antenne dans la direction de l'horizon, on utilise le diagramme de gain d'antenne de référence de l'Annexe II à l'Appendice 28 avec la méthode décrite dans la section 3 de la présente annexe. L'équation (3) indique que la période orbitale, T_s, est de $6{,}086 \times 10^3$ secondes (101,44 minutes), le satellite est héliosynchrone, ce qui donne une précession du noeud ascendant L de 2π radians/année, et la vitesse orbitale tirée de l'équation (4) est de 0,059 degré/seconde.

L'équation (10) est résolue pour déterminer le vecteur unitaire H(a) dans l'azimut "a" de 20° à partir de la station terrienne. Les équations (6) et (7) sont maintenant résolues pour déterminer la position du satellite. S_t, et les équations (12) et (11) sont résolues pour l'angle de site associé el(t) et l'angle par rapport à l'axe du lobe principal dans la direction de l'horizon (φ (t)). Ces angles sont utilisés pour calculer les gains (G(φ (t))) en employant le diagramme de rayonnement de référence de l'antenne. L'équation (15) est utilisée pour chaque passage du satellite, à intervalles de temps (dt) de 0,25 seconde, pour déterminer la durée cumulative pendant laquelle le gain tombe dans chacun des échelons d'augmentation de 1 dB entre 10 dB (G_{min}) et 20,1 dB (G_{max}). Les résultats sont cumulés si l'angle de site dépasse 3° et s'il dépasse 3° pendant au moins une minute. La variable $d\Omega$ augmente d'un échelon de 0,25° et le processus se répète sur la gamme Ω de 0 à 360°. L'exécution de la procédure ci-dessus décrite a pour résultat la fonction de densité de gain dans la direction du point choisi de l'horizon. La courbe 1 de la Figure 1 de l'Annexe I montre la distribution cumulative du gain d'antenne dans cette direction, résultat de l'application de la méthode de la présente annexe au cas décrit à titre d'exemple dans la présente section.

6.2 Etape 2: première évaluation de la distance de coordination

Pour faire une première évaluation de la distance de coordination, on utilise l'équation (6) du Rapport 382. Cette équation est la suivante (les paramètres utilisés sont définis dans le Rapport 382):

$$L_x(p_x) = 120 + 20 \log f + d(0{,}01 + \beta_o + \beta_v + \beta_z) + A_h \qquad (18)$$

L'équation (11) du Rapport 382 sert à déterminer une valeur du paramètre $L_x(p_x)$, étant admis que $p_x = p$. On notera que p est le pourcentage de temps associé au niveau de brouillage admissible à court terme, $P_r(p)$. Selon le Rapport 724, on peut raisonnablement admettre que, pour la station terrienne, $p = p_x$, étant donné que la différence entre les niveaux de brouillage admissibles pendant p% du temps et pendant 20% du temps est inférieure à 15 dB (par exemple, voir le Rapport 1121). En se fondant sur cette hypothèse, on peut écrire comme suit l'équation (11) du Rapport 382:

$$L(p) = P_t + G_e + 42 + \Delta G - P_r(p) \qquad (19)$$

Sur la base du Rapport 1121, on prend -124 dBW/5,334 MHz comme niveau de brouillage admissible, $P_r(p)$. Ce niveau ne doit pas être dépassé pendant plus de p = 0,006% du temps. Le gain d'antenne de l'émetteur de la station de Terre (42 + ΔG) est, conformément au Rapport 382, de 42 dBi (pour les systèmes en visibilité directe) et l'on admet que le niveau de puissance à l'entrée de l'antenne est de 13 dBW dans la largeur de bande de référence de 5,334 MHz. Dans le Rapport 382, le niveau de puissance de 13 dBW est le niveau dans une largeur de bande de référence de 1 MHz, mais on admet ici qu'il est applicable à de plus grandes largeurs de bande de référence. De la Figure 1 de l'Annexe I, on tire que le gain de l'antenne de la station terrienne dans la direction de l'horizon, G_e, est de -10 dBi. En conséquence, l'équation (19) qui précède peut s'écrire L(p) = 169 dB.

Pour l'équation (18),l'affaiblissement de référence total (c'est-à-dire le coefficient de distance, dB/km, 0,01 + εß) est calculé au moyen des équations (7) à (9) du Rapport 382. Dans le cas du trajet supposé dans la zone A2, le coefficient de distance est 0,11 dB/km. La distance de coordination évaluée à l'aide de l'équation (18) est de 403 km (en admettant l'absence de tout écran de terrain, c'est-à-dire A_h = 0 dB).

6.3 Etape 3: distribution de l'affaiblissement de transmission de référence

Les statistiques de l'affaiblissement de transmission de référence ont été déterminées pour un trajet de 403 km en utilisant les méthodes du Rapport 724 pour les pourcentages de temps égaux ou inférieurs à 1% et celles du Rapport 569 pour les autres pourcentages de temps. Pour les pourcentages de temps dépassant 1%, on constate que le mode de propagation par prodiffusion troposphérique donne de plus faibles valeurs de l'affaiblissement de transmission de référence que tous les autres modes de propagation possibles définis dans le Rapport 569. Dans le cas de la propagation par prodiffusion, on suit la "Méthode I" du Rapport 238 pour déterminer l'affaiblissement de transmission de référence, en admettant que la perte de couplage ouverture/milieu est de 0 dB, que le climat est équatorial (type 1), que la réfractivité moyenne annuelle (Ns) est de 350 et que les hauteurs d'antenne sont respectivement de 30 m et de 100 m pour la station terrienne et la station de Terre. Ces hypothèses conduisent à des valeurs prudemment basses de l'affaiblissement de transmission de référence, ce qui concorde avec l'objectif de la distance de coordination. Le Tableau I indique les affaiblissements calculés pour la première (ainsi que pour la deuxième et pour la troisième) distance de coordination.

TABLEAU I

Statistiques de l'affaiblissement de transmission de référence

Pourcentage de temps	Affaiblissement de transmisison de référence (dB) pour la distance de coordination évaluée		
	403 km	440 km	460 km
0,001	162	165	167
0,01	171	176	178
0,1	184	190	193
1,0	201	208	212
5,0	229	233	235
10,0	232	236	238
20,0	234	238	240
50,0	237	241	243

6.4 Etape 4: distribution de gain moins affaiblissement

La méthode de la section 4 est utilisée pour déterminer les statistiques du gain moins l'affaiblissement pour la distance de coordination évaluée, égale à 403 km. En utilisant la fonction de densité du gain de l'antenne de la station terrienne vers l'horizon (voir l'équation (15)) et par interpolation des affaiblissements de transmission de référence donnés dans le Tableau I, on applique l'équation (17) pour déterminer la distribution cumulative du gain moins l'affaiblissement. On trouve que la valeur du gain moins l'affaiblissement ainsi obtenue, associée à 0,006% du temps, est de -172 dB.

6.5 Etape 5: comparaison du brouillage prévu et du brouillage admissible

La valeur calculée dans la section 6.4 (gain moins affaiblissement) est utilisée avec l'équation (1) de la section 2 pour prévoir le niveau de brouillage qui ne doit pas se produire pendant plus de 0,006% du temps. Le niveau de cette puissance brouilleuse est de -117 dBW, soit 7 dB au-dessus du niveau admissible, c'est-à-dire que la valeur du paramètre "e" de l'équation (2) est de 7 dB.

6.6 Etape 6: ajustement de la distance de coordination évaluée

Etant donné que, dans le cas de la distance de coordination évaluée de 403 km, le niveau du brouillage admissible est inférieur de 7 dB au niveau du brouillage prévu, il faut évidemment que la deuxième évaluation de la distance de coordination donne une distance un peu plus grande. On a donc procédé à une deuxième évaluation en prenant une distance de 440 km; les statistiques associées de l'affaiblissement de transmission de référence ont été déterminées en suivant l'étape 3 (voir le Tableau I). En comparant les statistiques obtenues avec celles utilisées pour la distance de 403 km initialement évaluée, on constate que l'accroissement de l'affaiblissement n'atteint généralement pas la valeur de "e". C'est pourquoi on passe ensuite à une distance évaluée de 460 km afin d'obtenir un affaiblissement de transmission de référence accru avant de passer à l'étape 4. Comme les affaiblissements associés à la distance de 460 km sont plus grands que dans le cas de 403 km et que la différence approche la valeur de 7 dB de "e", on prend la distance de 460 km comme deuxième évaluation pour répéter les étapes 4 et 5.

La distance de 460 km donne, au cours de l'étape 4, une valeur de -179 dB pour (G - L) (0,006). Pour l'étape 5, la valeur prévue de la puissance de brouillage associée, I(0,006) est de -124 dBW, soit la même valeur que celle du niveau de brouillage admissible. En conséquence,dans l'azimut considéré, la distance de coordination est de 460 km.

La ou les zones radioclimatiques et l'angle de l'horizon physique demeurant inchangés, la distance de 460 km sera utilisée comme évaluation initiale lors du calcul de la distance de coordination dans le prochain azimut. Dans ce cas, seules les statistiques de gain d'antenne (étape 1) pourront changer. (On notera toutefois que les statistiques du gain d'antenne sont essentiellement indépendantes de l'azimut lorsque les stations terriennes sont proches de l'équateur, comme dans l'exemple ici considéré). Lorsque les zones radioclimatiques ou que les angles de l'horizon physique changent d'azimut en azimut, on peut escompter les effets de ces changements pour parvenir, dans un premier temps, à une bonne évaluation de la distance de coordination fondée sur la distance de coordination dans l'azimut adjacent.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ARC, [1989] Computer Programs for Determining and Applying the Statistics of Interference Between Terrestrial Stations and Earth Stations Operating with Satellites in Law-Earth-Orbit. Atlantic Research Corporation, Landover, MD, Etats-Unis d'Amérique.

BATE, MUELLER, et WHITE, [1971] Fundamentals of Astrodynamics, Dover Publications, New York, Etat Unis d'Amérique.

RAPPORT 692-2

BANDES DE FRÉQUENCES PRÉFÉRÉES ET PUISSANCES SURFACIQUES POUR LES SATELLITES D'EXPLORATION DE LA TERRE

(Questions 11/2 et 12/2; Programme d'études 12A/2)

(1978-1982-1986)

1. Introduction

Reconnaissant l'utilité que pourront présenter les satellites d'exploration de la Terre, des bandes de fréquences ont été attribuées dans le Règlement des radiocommunications pour la transmission de données de télémesure à partir de ces satellites; ces fréquences se trouvent dans les bandes 9 et 10 (2200 à 2290 MHz et 8025 à 8400 MHz) pour la lecture directe et dans la bande 25,25 à 27,5 GHz pour l'acquisition des données par l'intermédiaire de relais de données.

Les applications prévues pour les satellites d'exploration de la Terre risquent de subir des restrictions du fait des limites imposées à la puissance surfacique dans les bandes de fréquences utilisées par les systèmes de radiocommunications par satellite.

Le présent Rapport traite des facteurs dont dépend le choix des fréquences pour la transmission de données à large bande à partir des satellites d'exploration de la Terre. On y trouvera aussi des indications sur les puissances surfaciques nécessaires dans les applications mettant en jeu ces satellites.

Il n'est pas question ici du choix des fréquences pour la télémesure interne des satellites. Le Rapport ne traite pas non plus du choix des fréquences pour les détecteurs à hyperfréquences, ni des puissances surfaciques produites par des détecteurs actifs à hyperfréquences; ces questions sont traitées dans le Rapport 693.

2. Critères pour le choix des fréquences

Il existe plusieurs critères importants auxquels il faut satisfaire lorsqu'on choisit des fréquences pour la transmission de données à large bande à partir des satellites d'exploration de la Terre:

- il faut disposer d'une largeur de bande suffisante pour les transmissions de données actuelles et futures à partir des détecteurs;
- il ne doit pas y avoir de brouillages nuisibles mutuels avec des services utilisant en partage des bandes de fréquences communes;
- les puissances surfaciques admises doivent être suffisamment élevées, de façon à ne pas compromettre la bonne utilisation de ces satellites;
- les systèmes d'acquisition de données des satellites et des stations terriennes doivent être techniquement et économiquement viables.

3. Débits binaires nécessaires pour les détecteurs

A la base du problème du choix des fréquences se trouve la nécessité d'avoir une largeur de bande suffisante pour la transmission des données fournies par les détecteurs des satellites. Les débits binaires produits par ces détecteurs sont extrêmement élevés, d'où il résulte que les largeurs de bande nécessaires sont beaucoup plus grandes que pour bien d'autres systèmes de radiocommunications spatiales.

Il faut aussi faire en sorte qu'il n'y ait pas chevauchement entre les fréquences utilisées par le système de communication du satellite et la région spectrale couverte par les détecteurs.

Les détecteurs comprennent un dispositif de cartographie thématique, qui produit des données au débit de 84 Mbit/s. Ce détecteur est utilisé dans le programme LANDSAT.

Les futurs détecteurs que l'on envisage d'utiliser comprennent un imageur orientable à haute résolution (HRPI: «High-Resolution Pointable Imager»), qui aura un débit binaire de 120 Mbit/s environ.

Quand un satellite portera deux détecteurs ou davantage, il sera nécessaire de multiplexer les données. Un satellite équipé d'un dispositif de cartographie thématique et d'un HRPI produira des données au débit composite de 204 Mbit/s. Pour ce signal, accompagné d'une bande de garde et du signal à 20 Mbit/s destiné à la station d'acquisition de données de coût modique, il faut une largeur de bande de 350 MHz environ.

Les spécialistes scientifiques de l'exploration des ressources terrestres prévoient que les débits binaires nécessaires aux détecteurs du type optique pourront être cinq fois plus grands que ceux à prévoir pour le dispositif de cartographie thématique dans sa version actuelle. Cela pourrait découler d'une augmentation de la largeur de balayage ou du pouvoir de résolution. Ces augmentations se traduiraient par des débits binaires allant jusqu'à 600 Mbit/s pour un seul détecteur, ce qui rendrait nécessaires des largeurs de bande de l'ordre de 800 MHz.

4. Engins spatiaux et stations terriennes

4.1 *Grande station d'acquisition de données*

Parmi les facteurs qui influent sur les caractéristiques des satellites d'exploration de la Terre, il faut citer la mise en œuvre de stations d'acquisition de données communiquant avec les satellites et le coût de ces stations. Aux Etats-Unis d'Amérique, les liaisons de radiocommunications avec les satellites en question ont été conçues pour fonctionner avec des antennes d'acquisition de données ayant un diamètre de 9 m. Outre l'avantage économique qu'il y a à utiliser des antennes déjà existantes, on peut citer des raisons d'ordre technique qui expliquent que les antennes de 9 m soient voisines de l'optimum pour les satellites d'exploration de la Terre. On peut satisfaire aux exigences imposées par les liaisons en utilisant le matériel disponible pour installation dans le satellite. Au-dessus de 10 GHz, la précision de surface et la précision de pointage de l'antenne d'acquisition de données deviennent les facteurs limitatifs dans la conception de la liaison. Pour les fréquences voisines de 20 GHz, un diamètre de 9 m est proche du diamètre limite pour une antenne économique construite selon les techniques classiques. Pour toutes ces raisons, on adoptera 9 m comme diamètre de l'antenne d'acquisition de données, dans les calculs de la puissance surfacique requise pour la liaison de radiocommunications allant du satellite d'exploration de la Terre jusqu'à une grande station d'acquisition de données.

Dans l'état actuel de la technique, il n'est pas possible de mettre en place une liaison de télécommunications valable au-dessus de 20 GHz pour écouler les débits binaires nécessaires. Aux petits angles de site et en présence de précipitations modérées, l'affaiblissement sur un tel trajet au voisinage de 20 GHz dépasse d'environ 28 dB l'affaiblissement dans la bande de 8025 à 8400 MHz. Avec les types actuels d'antennes de station terrienne, le gain et la précision de pointage sont insuffisants pour répondre aux besoins en télécommunications avec le matériel de satellite existant. Au contraire, il existe des moyens techniques qui permettent d'obtenir la p.i.r.e. de satellite nécessaire pour l'exécution des missions, dans la bande de 8025 à 8400 MHz attribuée au service d'exploration de la Terre par satellite. Actuellement, la limite supérieure des fréquences techniquement appropriées à la transmission vers la Terre de données émises par des satellites d'exploration de la Terre est de 20 GHz environ.

Une autre difficulté apparaîtrait si on utilisait pour transmettre des données des fréquences situées au voisinage des fréquences de fonctionnement des détecteurs. Par exemple, un des détecteurs mis au point par les spécialistes de l'exploration des ressources terrestres est un radiomètre à hyperfréquences qui utilise des fréquences voisines de la raie d'absorption de la vapeur d'eau (22,235 GHz) pour mesurer la vapeur d'eau atmosphérique. On ne dispose pas de moyens techniques permettant de protéger ce radiomètre contre le brouillage dû à l'émetteur de télécommunications s'il devait fonctionner juste au-dessus de 20 GHz. Il serait impossible de faire fonctionner simultanément le radiomètre et le système de transmissions de données.

4.2 *Station d'acquisition de données de coût modique*

Les futurs systèmes d'exploration de la Terre par satellite pourraient, envisage-t-on, fonctionner avec de petites stations d'acquisition de données, de prix modique. Ces stations fourniront les données en temps réel aux utilisateurs. Les satellites leur transmettront certaines données à des débits binaires réduits. On prévoit un débit de 20 Mbit/s pour ces liaisons.

Etant donné que les utilisateurs locaux feront l'acquisition des données sur des zones d'étendues limitées, les angles de site des antennes de réception ne seront jamais inférieurs à 30°. Il faudra que les taux d'erreur des données ne dépassent pas 10^{-5}.

La contrainte la plus importante imposée a la réalisation de ces stations est d'ordre économique. Les coûts doivent être minimaux si l'on veut que la station d'acquisition puisse être mise à la disposition du plus grand nombre possible d'utilisateurs.

On peut réduire le coût en augmentant la p.i.r.e. du satellite, auquel cas on pourra se contenter d'une antenne au sol de diamètre plus petit et d'un préamplificateur de moins bonne qualité. On considère que les économies réalisées sur ces éléments ont une incidence négligeable si elles s'élèvent à moins de 10% du prix total de la station d'acquisition de coût modique. Ce critère peut être satisfait si l'antenne parabolique au sol a un diamètre ne dépassant pas 0,3 m et si le préamplificateur utilisé dans les bandes de fréquences considérées a une température de bruit de 200 K.

Sur la base de ces deux paramètres (diamètre de 0,3 m et température de bruit de 200 K), on calculera la puissance surfacique requise à la surface de la Terre pour la liaison de radiocommunications allant des satellites d'exploration jusqu'aux stations d'acquisition de données de coût modique.

4.3 *Satellite de trajectographie et de relais de données*

Aux Etats-Unis d'Amérique un système de trajectographie et de relais de données (TDRS = «Tracking and Data Relay Satellite») a pour fonction d'assurer des radiocommunications dans les deux sens avec les satellites d'exploration de la Terre et d'autres satellites de recherche. Ce système retransmet ces communications et ces données à une ou plusieurs stations terriennes fixes se trouvant dans le champ de vision des satellites relais. En même temps, les satellites de recherche desservis par le TDRS pourront avoir besoin de communiquer directement avec des stations terriennes fixes ne faisant pas partie du TDRS.

Les satellites d'exploration de la Terre opérationnels peuvent avoir besoin d'un satellite relais de ce genre pour l'acquisition de données. On trouvera dans le Rapport 982 une étude des fréquences préférées et des questions de partage pour un système de relais de données opérationnel dans le service des satellites d'exploration de la Terre.

Le TDRS est conçu pour écouler des débits binaires des satellites utilisateurs allant jusqu'à 300 Mbit/s. Le satellite utilisateur devra avoir une p.i.r.e. de 60 dBW pour des débits binaires de 300 Mbit/s. A l'extrémité de cette liaison, le satellite d'exploration devra par exemple être équipé d'une antenne parabolique de 2,5 m avec un niveau médian de -10 dBi dans les lobes arrière et avec des lobes latéraux obéissant à l'équation du diagramme de référence du CCIR ($32 - 25 \log \theta$).

5. Analyse des puissances surfaciques

Les caractéristiques des liaisons de radiocommunication consignées dans le Tableau I ont été utilisées pour déterminer des niveaux de puissance surfacique adaptés aux applications des satellites d'exploration de la Terre. L'analyse a été faite pour les bandes de fréquences attribuées de 8025 à 8400 MHz et pour la bande des 20 GHz.

Les valeurs figurant au Tableau I sont fondées sur un débit binaire de 120 Mbit/s (modulation par déplacement de phase à quatre états caractéristiques) pour la liaison allant du satellite d'exploration jusqu'à une grande station d'acquisition; et avec un débit de 20 Mbit/s (modulation par déplacement de phase à deux états caractéristiques) pour la liaison allant d'un satellite d'exploration jusqu'à une station d'acquisition de coût modique. Ces signaux ont été choisis comme étant représentatifs des systèmes actuellement mis au point aux Etats-Unis d'Amérique. Il faut signaler cependant qu'une modification du débit binaire n'aurait pas d'effet sur la puissance surfacique nécessaire. L'analyse a été faite dans l'hypothèse d'un taux d'erreur maximal de 10^{-5} en présence de précipitations modérées (4 mm par heure). Il y a lieu d'envisager des caractéristiques et des limites de puissance surfacique appropriées pour des régions où les taux de précipitation sont plus élevés, afin de conserver des performances satisfaisantes.

Le Tableau I donne les valeurs trouvées pour la p.i.r.e. des satellites.

TABLEAU I – *Paramètres des liaisons de radiocommunications*

Liaison de radiocommunications	Bandes de fréquences			
	8025 à 8400 MHz Grande station d'acquisition	8025 à 8400 MHz Station de coût modique	Au voisinage de 20 GHz, grande station d'acquisition	Au voisinage de 20 GHz, station de coût modique
Température du système (K)	266	292	477	420
Bruit du système (dBm)	−93,6	−100,9	−91,1	−99,4
Marge du système (dB)	−3,0	−6,0	−3,0	−6,0
S/B nécessaire (dB)	12,0	12,0	12,0	12,0
Niveau de signal requis à la réception (dBm)	−78,6	−82,9	−76,1	−81,4
Gain nominal de l'antenne au sol (dB)	55,5	26,0	63,1	33,2
Pertes dues aux imperfections de la surface de l'antenne (dB)	−0,3	–	−1,8	–
Perte par pointage d'antenne (dB)	−0,5	−0,5	−2,6	−2,6
Perte dans le circuit de réception (dB)	−0,5	−1,0	−0,9	−1,7
Affaiblissement en espace libre (dB)(1)	−181,0	−174,7	−188,8	181,9
Affaiblissement par absorption O_2/H_2O (dB)	−0,6	−0,4	−3,2	−0,5
Affaiblissement par les précipitations (4mm/h) (dB)	−0,8	–	−8,1	−2,1
Affaiblissement par les nuages (dB)	−1,9	−0,3	−8,1	−1,7
Perte par pointage de l'antenne du satellite (dB)	−3,0	−3,0	−3,0	−3,0
Valeur requise de la p.i.r.e. du satellite (dBm)	53,9	71,2	76,9	78,9

(1) Calcul basé sur une orbite à 1000 km. Affaiblissement calculé pour un angle de site de 5° dans une grande station d'acquisition des données et de 30° pour une station d'acquisition de coût modique. Pour ce dernier type de station, l'angle de site est limité aux valeurs supérieures à 30°.

Le calcul de la puissance surfacique résultante se fait pour la valeur maximale, compte non tenu des augmentations variables de l'affaiblissement de propagation et compte non tenu de l'erreur de pointage de l'antenne du satellite:

$$\text{puissance surfacique maximale} = 10 \log (4\ \text{kHz}) + \text{p.i.r.e.} - 10 \log BR/2 - 10 \log 4\pi D^2 \quad (1)$$

pour la modulation de phase à 4 états, et

$$\text{puissance surfacique maximale} = 10 \log (4\ \text{kHz}) + \text{p.i.r.e.} - 10 \log BR - 10 \log 4\pi D^2 \quad (2)$$

où

BR : débit binaire
D : distance

pour la modulation de phase à 2 états. Ces deux expressions supposent une transmission avec modulation par déplacement de phase et codage sans retour au zéro (NRZ).

La transmission à partir d'un satellite d'exploration de la Terre peut se faire alors qu'un des détecteurs à large bande est coupé, ce qui diminue le débit binaire de moitié, alors que la même puissance reste rayonnée dans cette largeur de bande réduite de moitié. En conséquence, il faut accroître de 3 dB la puissance surfacique calculée pour la liaison allant vers la grande station d'acquisition de données.

Les résultats obtenus sont les suivants:

	8025 à 8400 MHz	Au voisinage de 20 GHz
Puissance surfacique max. (grande station d'acquisition)	$-145{,}8$ dB(W/(m^2 · 4 kHz)) (à 90°)	$-98{,}9$ dB(W/(m^2 · MHz)) (à 90°)
Puissance surfacique max. (station de coût modique)	$-123{,}8$ dB(W/(m^2 · 4 kHz)) (à 90°)	$-92{,}1$ dB(W/(m^2 · MHz)) (à 90°)
Limites actuelles de puissance surfacique*	-140 dB(W/(m^2 · 4 kHz)) (de 25° à 90°)	-105 dB(W/(m^2 · MHz)) (de 25° à 90°)

Comme aux petits angles de site et pour des signaux provenant de satellites sur orbite basse l'affaiblissement de propagation augmente, la p.i.r.e. admissible pour le satellite est déterminée par la limite de puissance surfacique au-dessus de 25°. Les limites actuelles de puissance surfacique, telles qu'elles sont indiquées dans le Règlement des radiocommunications et le Rapport 358 et telles qu'elles sont examinées dans le Rapport 387, ont été déduites d'analyses approfondies des brouillages causés au service fixe par satellite, essentiellement dans l'hypothèse que ce dernier utilise des satellites géostationnaires. On pourra être amené à approfondir encore ces analyses pour vérifier que les limites considérées sont applicables aussi à des satellites non géostationnaires.

La puissance surfacique produite à la surface de la Terre par un satellite d'exploration de la Terre qui émet des données vers un TDRS atteint son maximum quand le satellite utilisateur se trouve à l'horizon de la Terre vue du TDRS, comme le montre la Fig. 1. La distance du satellite au point de la Terre où la puissance surfacique est maximale a pour valeur 3080 km pour une orbite de 705 km, altitude prévue dans le programme LANDSAT. Dans le cas le plus défavorable, la puissance surfacique serait de $-102{,}6$ dB(W/(m^2 · MHz)). Dans la pratique, on n'utilisera pas de trajets de transmission vers le TDRS s'approchant de la surface de la Terre à moins de 50 km. La puissance surfacique la plus forte qui se produirait dans ce cas serait de $-124{,}2$ dB(W/(m^2 · MHz)).

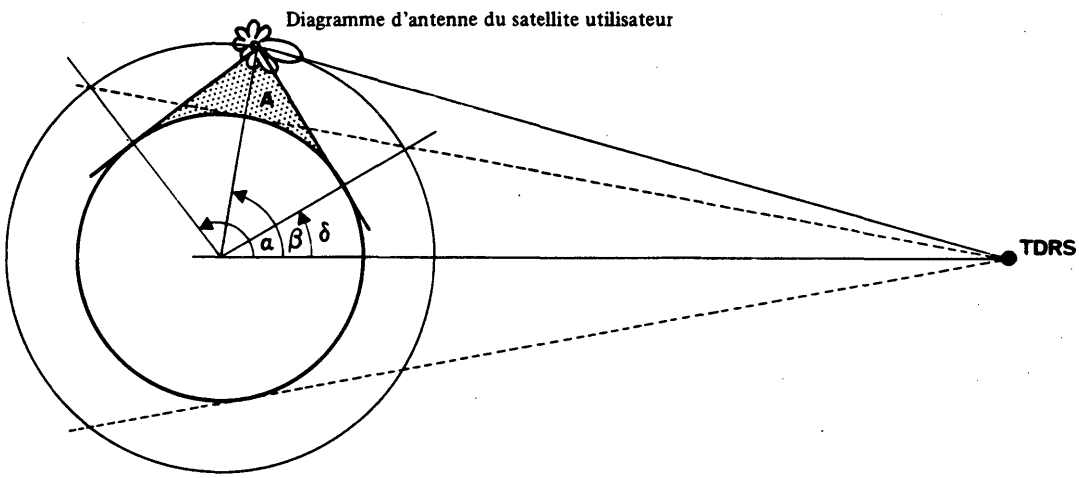


FIGURE 1 – *Relation géométrique entre la Terre, le satellite utilisateur et le TDRS*

Les résultats montrent que la puissance surfacique dans la bande de 8025 à 8400 MHz est en deçà de la limite, pour la liaison vers une grande station d'acquisition de données, mais qu'elle dépasse la limite de 16,2 dB pour la liaison avec une station d'acquisition de coût modique. Au voisinage de 20 GHz, la limite de puissance surfacique pour la liaison allant à une grande station d'acquisition de données serait dépassée de 6,1 dB et, pour la liaison allant à une station d'acquisition de coût modique, ce dépassement serait de 12,9 dB.

6. Conclusions

La bande de 8025 à 8400 MHz convient bien pour les données de télémesure qui seront émises par les prochains satellites d'exploration de la Terre directement vers de grandes stations d'acquisition de données. La bande de 8025 à 8400 MHz est d'une largeur insuffisante pour se prêter aux futurs perfectionnements des détecteurs montés à bord de satellites. De plus, les limites fixées à la puissance surfacique dans cette bande entraîneront de graves restrictions à l'utilisation des petites stations de prix modique pour l'acquisition des données, qui sont nécessaires pour diffuser en temps réel aux utilisateurs les données provenant des satellites.

* Il n'y a aucune proposition visant à accroître les limites de la puissance surfacique. Les calculs ci-dessus indiqués ne visent qu'à comparer ces limites avec la puissance surfacique qui serait nécessaire pour des installations de faible coût.

Au-dessus de 20 GHz, les valeurs élevées de l'affaiblissement atmosphérique et de l'affaiblissement par les précipitations empêchent la mise en place d'une liaison de radiocommunications satisfaisante avec les satellites actuels; elles empêchent aussi la mise en œuvre des techniques d'acquisition de données avec les débits binaires élevés produits par les satellites d'exploration de la Terre. Les limites fixées à la puissance surfacique dans cette bande empêchent, elles aussi, la réalisation d'une liaison satisfaisante. Compte tenu des brouillages mutuels, il serait impossible de faire fonctionner un radiomètre sur la raie de la vapeur d'eau (22,235 GHz), sur un satellite dont le système de transmission de données fonctionnerait juste au-dessus de 20 GHz.

La limite supérieure pratique et économique des fréquences utilisables pour transmettre des données de télémesure à large bande directement à la Terre à partir de satellites d'exploration de la Terre est de 20 GHz environ. Au-dessus de cette fréquence, on ne dispose pas d'une technique d'un coût modique pour compenser les affaiblissements considérables dus à l'absorption par l'atmosphère et les précipitations. La limite de puissance surfacique à 20 GHz soumettrait à des contraintes la conception de la liaison vers les grandes stations d'acquisition de données et restreindrait fortement l'emploi de stations d'acquisition de coût modique.

BIBLIOGRAPHIE

GODDARD SPACE FLIGHT CENTER [janvier 1975] Communications frequency selection for Earth observations satellites. Document X-950-75-20.

RAPPORT 540-1 *

POSSIBILITÉ DE PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE UN SYSTÈME DU SERVICE D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE ET DES SYSTÈMES DU SERVICE FIXE PAR SATELLITE, DU SERVICE DE MÉTÉOROLOGIE PAR SATELLITE ET DES SERVICES FIXE ET MOBILE DE TERRE

(Programme d'études 12A/2)

(1974-1982)

1. Introduction

Selon le Règlement des radiocommunications, la bande de fréquences 8025 à 8400 MHz est attribuée, en partage, au service d'exploration de la Terre par satellite (espace vers Terre).

Toutefois, l'attribution en Régions 1 et 3 n'est que secondaire, exception faite d'un certain nombre de pays dont les noms figurent en note de bas de page et pour lesquels le statut peut être primaire sous réserve d'un accord obtenu suivant la procédure prévue à l'Article 14 du Règlement des radiocommunications.

Dans les trois Régions, la bande est partagée avec les services fixe et mobile de Terre et avec le service fixe par satellite (Terre vers espace). La sous-bande 8175 à 8215 MHz est partagée de plus avec le service de météorologie par satellite (Terre vers espace).

Les possibilités techniques de partage des fréquences entre le service d'exploration de la Terre par satellite et les services fixe et mobile de Terre, fixe par satellite et météorologique par satellite, sont étudiées dans le présent Rapport. Les conclusions essentielles qui peuvent être tirées de l'étude des possibilités de partage sont les suivantes:

1.1 Le partage entre un système d'exploration de la Terre par satellite et un système de faisceaux hertziens à visibilité directe est possible à condition que la puissance surfacique produite par le satellite à la surface de la Terre soit limitée aux valeurs fixées par le Règlement des radiocommunications (voir l'Article 28, Section IV) pour le partage entre un système du service fixe par satellite et un faisceau hertzien à visibilité directe, et à condition que la station terrienne du système d'exploration de la Terre soit coordonnée avec les émetteurs du faisceau hertzien à visibilité directe, conformément aux procédures établies.

1.2 Le partage entre les liaisons espace-Terre d'un système d'exploration de la Terre par satellite placé sur une orbite basse et les liaisons Terre-espace d'un satellite géostationnaire du service fixe ou du service de météorologie est possible à condition que la puissance surfacique produite sur l'orbite géostationnaire par n'importe quel satellite d'exploration de la Terre ne dépasse pas -174 dB(W/m^2) dans une bande quelconque de 4 kHz et que la station terrienne desservant le satellite d'exploration de la Terre soit coordonnée avec les stations terriennes du service de météorologie et du service fixe par satellite, conformément aux procédures établies.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4, 5 et 9.

2. Brouillage pouvant être causé par des stations spatiales du service d'exploration de la Terre à des récepteurs de faisceaux hertziens à visibilité directe

Pour évaluer les possibilités techniques de cet aspect du partage des bandes de fréquences, on trouvera dans le Tableau I les caractéristiques techniques du futur satellite d'exploration de la Terre (SET) mis au point par les Etats-Unis d'Amérique.

TABLEAU I – *Principales caractéristiques techniques d'un satellite d'exploration de la Terre (SET)*

Caractéristique	R (km)	Valeur
P_t, station spatiale (dBW)		+ 16
G_t max., station spatiale (1) (dB)		+ 6
P.i.r.e. max. (1) (dBW)		+ 22
Affaiblissement par étalement, $1/4\pi R^2$ (dB) (5)	5400 (2) 3600 (3)	145,6 142,0
Puissance surfacique à la surface de la Terre (dB(W/m^2))	5400 3600	– 123,6 – 120,0
Densité spectrale de puissance surfacique (4) (dB(W/m^2) dans une bande de 4 kHz)	5400 3600	– 157,6 – 154,0

(1) Dans la conception d'une antenne de satellite pour l'exploration de la Terre, l'objectif recherché est d'obtenir une puissance surfacique constante dans le champ de vision du satellite.

(2) Distance à l'horizon pour une orbite située à 1800 km d'altitude.

(3) Distance à l'horizon pour une orbite située à 900 km d'altitude.

(4) Dans l'hypothèse d'une largeur de bande d'émission de 100 MHz et d'un « facteur de crête » maximal de 10 dB au-dessus du niveau moyen de répartition spectrale.

(5) Lorsqu'on utilise cette expression pour calculer l'affaiblissement par étalement, R doit être exprimé en mètres.

Les valeurs indiquées dans le Tableau I pour la puissance surfacique dans une bande de 4 kHz comprennent 10 dB pour tenir compte d'une répartition spectrale non uniforme et laissent encore une marge de 5,6 et 2,0 dB respectivement, sans dépasser -152 dB(W/m^2) dans une bande de 4 kHz pour de petits angles de site.

Les caractéristiques du satellite français SPOT sont données en Annexe I.

3. Brouillages causés par les émetteurs de stations spatiales du service d'exploration de la Terre par satellite aux récepteurs de satellites du service fixe ou de satellites météorologiques

Pour évaluer les possibilités techniques du partage des bandes de fréquences avec d'autres stations spatiales, on trouvera dans le Tableau I les caractéristiques techniques du futur satellite d'exploration de la Terre.

La Fig. 1 représente la position relative de l'orbite quasi polaire (rétrograde, 100°) des satellites d'exploration de la Terre et de l'orbite des satellites géostationnaires.

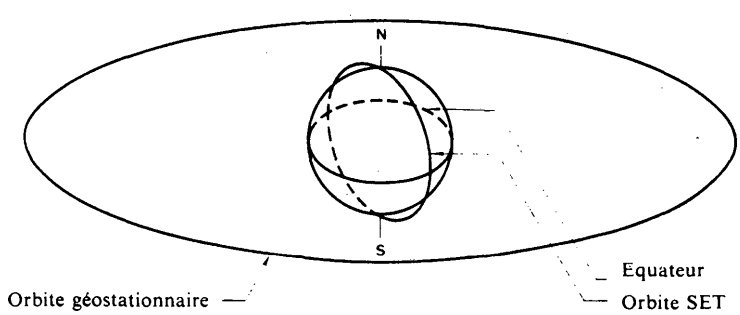


FIGURE 1 – *Positions relatives de l'orbite des satellites géostationnaires et d'une orbite circulaire inclinée d'altitude 1800 km, inclinaison 100°*

Le satellite d'exploration de la Terre rayonnera sa p.i.r.e. maximale vers l'horizon de la zone qu'il couvre. Il s'ensuit que cette p.i.r.e. maximale se trouvera dans la direction de la portion correspondante de l'orbite des satellites géostationnaires.

Pour évaluer le brouillage qui peut être causé par un satellite d'exploration de la Terre, on peut comparer la p.i.r.e. de ce satellite avec celle des stations terriennes dans la même bande de fréquences et communiquant avec des satellites de météorologie et des satellites de télécommunication.

Dans le cas général, le rapport porteuse/brouillage, C/I, a pour expression:

$$C/I = P_{TW} + G_{TW} - (P_{TU} + G_{TU}) + \Delta L_p + 10 \log (B_U/B_W) \quad \text{dB} \qquad (1)$$

où:

P_{TW}, G_{TW} : respectivement puissance d'émission et gain d'antenne de la station terrienne «utile»,

$(P_{TU} + G_{TU})$: p.i.r.e. du satellite d'exploration dans la direction du satellite brouillé,

ΔL_p : affaiblissement différentiel sur le trajet entre le signal utile et le signal brouilleur,

B_U et B_W : largeurs de bande d'émission du signal brouilleur et du signal utile.

A titre d'exemple, admettons que, pour une station terrienne du service fixe par satellite, la valeur minimale prévue de la p.i.r.e. de la station terrienne, $(P_{TW} + G_{TW})$, est de +45 dBW dans une largeur de bande d'émission de l'ordre de 0,25 MHz (B_W). Cela étant, la valeur du rapport C/I dans le satellite du service fixe est, avec une approximation assez bonne:

$$C/I = 45 - (P_{TU} + G_{TU} + \Delta L_p + 10 \log (B_U/0{,}25)) \qquad B_U \text{ étant en MHz} \qquad (2)$$

Si, par exemple la p.i.r.e. maximale du satellite brouilleur = +22 dBW,

$\Delta L_p \leqslant 3$ dB,

B_W, largeur de bande du récepteur requise pour le signal utile, est de l'ordre de 0,25 MHz,

B_U, largeur de bande d'émission du satellite d'exploration = 100 MHz, le rapport C/I minimal acceptable devient:

$$45 - 22 - 3 + 26 = 46 \text{ dB}$$

Le facteur $10 \log (100/B_W)$ implique une répartition spectrale uniforme pour les deux signaux; si l'on connaît les spectres, il convient de s'en servir pour déterminer le facteur de largeur de bande. En admettant une valeur de 10 dB pour une répartition spectrale non uniforme de l'émission du satellite d'exploration, on trouve C/I (min.) = 36 dB.

Si ΔL_p est de l'ordre de −3 dB, le satellite d'exploration de la Terre se trouve immédiatement au-dessous d'un satellite géostationnaire ou presque géostationnaire. Cependant, dans cette position, la p.i.r.e. dans la direction opposée à celle de la Terre sera inférieure à +22 dBW, si bien que C/I dépassera 36 dB.

En règle générale, le facteur $(P_T + G_T)$ sera très supérieur à +45 dBW; on peut donc prévoir que la valeur minimale de C/I dépassera 36 dB.

Le Tableau II ci-après donne des valeurs minimales types de C/I pour des satellites météorologiques.

TABLEAU II – *Principales caractéristiques techniques des stations terriennes de météorologie par satellite*

Stations terriennes de météorologie par satellite	p.i.r.e. (dBW)	B_W (MHz)	C/I minimal (1) (dB)
Télécommande et acquisition des données TAD (données à débit ralenti)	73,4	3,5	52,9
TAD (données fac-similé)	73,4	0,026	74,3
TAD (liaison de télécommande)	56,4	0,03	56,5
TAD (données de mesure de distance)	64,4	1	49,4
Station de mesure de distance dans les deux sens (données de mesure de distance dans les deux sens)	45,0	1	30,0

(1) Ces valeurs de C/I sont fondées sur les caractéristiques suivantes:

$P_{TU} + G_{TU} = +22$ dBW

$\Delta L_p = -3$ dB

et $10 \log B_U/10 B_W$, pour tenir compte de la répartition spectrale non uniforme de B_U.

D'après ce qui précède, l'étude du brouillage considéré du point de vue du rapport de protection (C/I) permet de conclure que les récepteurs des satellites de météorologie et des satellites du service fixe placés sur l'orbite des satellites géostationnaires peuvent tolérer la puissance surfacique produite lorsque la p.i.r.e totale du satellite SET à basse altitude est dirigée vers l'orbite des satellites géostationnaires. On peut en déduire une limite de la puissance surfacique:

$$\text{Puissance surfacique} = P_t + G_t - L_p - 10 \log B_U \qquad \text{dB(W/m}^2 \cdot 4 \text{ kHz)} \qquad (3)$$

où:

$P_t + G_t$ = p.i.r.e. du satellite SET + 22 dBW,

L_p : affaiblissement par étalement lorsque le satellite SET se trouve à la distance minimale = 162 dB,

B_U : largeur de bande équivalente d'émission du satellite SET pour l'évaluation du brouillage (exprimée en kHz); dans le cas considéré: B_U = 10 MHz = 10^4 kHz,

d'où:

puissance surfacique = $+22 - 162 - 34 = -196 + 22 = -174$ dB(W/m^2) dans une bande quelconque de 4 kHz.

4. Brouillage causé par des émetteurs du service fixe de Terre à des récepteurs de stations terriennes de systèmes à satellites SET

Pour ce cas de brouillage, le critère de partage des fréquences se traduit par une distance de coordination nécessaire pour assurer un espacement géographique suffisant entre les émetteurs des services de Terre et les récepteurs des stations terriennes du service d'exploration de la Terre par satellite.

On a l'expression suivante pour l'affaiblissement de transmission de référence minimal admissible nécessaire pour protéger la station terrienne:

$$L_b\,(1\%) = P_t + G_t - (P_i - G_R) \qquad \text{dB} \qquad (4)$$

où:

P_t : puissance de l'émetteur du service de Terre (dBW),

G_t : gain de l'antenne du service de Terre dans la direction de la station terrienne (dB),

G_R : gain de l'antenne de la station terrienne dans la direction de la station de Terre (dB),

P_i : valeur maximale admissible du niveau de brouillage à l'entrée du récepteur de la station terrienne (dBW),

$L_b\,(1\%)$: valeur requise de l'affaiblissement de transmission de référence minimal admissible pouvant être dépassé pendant tout sauf 1% du temps sur le trajet de brouillage allant de l'émetteur de la station de Terre jusqu'au récepteur de la station terrienne. La valeur 1% se déduit de la probabilité de service du système d'exploration de la Terre, de la variation statistique de G_R dans le cas d'une station terrienne qui poursuit un satellite sur orbite inclinée à basse altitude, ainsi que du fait que la station terrienne ne serait pas active pendant 100% du temps.

La valeur minimale de L_b se détermine sur les bases suivantes, en prenant comme exemple la fréquence 8 GHz et les paramètres suivants:

p.i.r.e de la station spatiale (dBW)	+22
Affaiblissement en espace libre, L_p (D = 5400 km) (dB)	185
Gain de l'antenne de réception, G_R (paraboloïde de 8 m, rendement 55%) (dB)	53,8

Avec cette faible valeur du rapport porteuse/bruit, la valeur maximale admissible du brouillage, P_r, dans le récepteur de la station terrienne du système d'observation des ressources terrestres est inférieure de 6 dB à kT_sB, soit $-132{,}6$ dBW; on a donc:

$$L_b\,(1\%) = P_t + G_t + G_R + 132{,}6 \qquad \text{dB} \qquad (5)$$

5. Brouillage causé par les émetteurs de stations terriennes du service fixe ou du service météorologique aux récepteurs de stations terriennes de satellite SET

Pour évaluer les possibilités techniques du partage des bandes de fréquences, on trouvera dans le Tableau III les caractéristiques techniques d'une station terrienne du service d'exploration de la Terre par satellite proposée par les Etats-Unis d'Amérique, en prenant, à titre d'exemple, la fréquence 8 GHz.

TABLEAU III – *Principales caractéristiques techniques proposées des récepteurs de station terrienne pour satellites SET*

T_s (K)	150
Largeur de bande du récepteur, B (MHz)	100
kT_sB (100 MHz) (dBW)	−126,6
Puissance surfacique (1) (dB(W/m²))	−123,6
Surface équivalente de l'antenne de réception, A_R (m²) 10 log A_R (2)	+14,4
Affaiblissements divers (dB)	2,0
P_r (dBW)	−111,2
C/N (dB)	15,4

(1) Pour une p.i.r.e. de +22 dBW à une distance de 5400 km.

(2) Pour un réflecteur parabolique ayant un diamètre de 8 m et un rendement de 55%.

Actuellement, la procédure employée pour protéger le récepteur d'une station terrienne du service fixe par satellite contre les brouillages pouvant être causés par l'émetteur d'un faisceau hertzien à visibilité directe consiste à déterminer une distance de coordination. On peut appliquer la même procédure pour déterminer la séparation géographique requise entre les émetteurs des stations terriennes pour les liaisons montantes et les récepteurs des stations terriennes pour les liaisons descendantes, comme indiqué ci-après.

On a l'expression suivante pour la valeur minimale admissible de l'affaiblissement de transmission de référence qui doit protéger le récepteur de la station terrienne:

$$L_b\,(1\%) = P_t + G_t - (P_i - G_R) \qquad \text{dB} \tag{6}$$

où:

P_t : puissance de l'émetteur de la liaison montante du service de radiocommunications spatiales (dBW),

G_t : gain de l'antenne de la liaison montante du service de radiocommunications spatiales dans la direction de la station terrienne SET (dB),

G_R : gain de l'antenne de la station terrienne du service d'exploration de la Terre dans la direction de la source du brouillage (dB),

P_i : valeur maximale admissible du niveau de brouillage à l'entrée du récepteur de la station terrienne pour l'exploration de la Terre (dBW),

L_b (1%) : valeur minimale de l'affaiblissement de transmission de référence pouvant être dépassée pendant tout sauf 1% du temps sur le trajet de brouillage allant de l'émetteur brouilleur jusqu'au récepteur de la station terrienne. La valeur 1% se déduit de la probabilité de service du système d'exploration de la Terre par satellite et aussi de la variation statistique de G_R dans le cas d'une station terrienne qui poursuit un satellite sur orbite inclinée à basse altitude.

On a vu dans le Tableau III que la puissance de bruit dans le récepteur d'une station terrienne est de −126,6 dBW, tandis que le rapport porteuse/bruit, C/N, est de 15,4 dB. Avec cette faible valeur du rapport porteuse/bruit, la valeur maximale admissible du brouillage, P_i, dans le récepteur de la station terrienne du système d'exploration de la Terre est inférieure de 6 dB à kTB, soit −132,6 dBW. En admettant que, dans le plan horizontal et pour un angle de site minimal de 5°, le gain maximal de l'antenne d'une station terrienne pour l'exploration de la Terre est de +15 dB, on a:

$$L_b\,(1\%) = P_t + G_t + 147{,}6 \qquad \text{dB} \tag{7}$$

ANNEXE I

POSSIBILITÉS DE PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE LE SERVICE D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE ET LE SERVICE FIXE (FAISCEAUX HERTZIENS A VISIBILITÉ DIRECTE) AU VOISINAGE DE 8 GHz

1. Introduction

La méthode de calcul présentée ci-après ne se substitue pas à celle de l'Appendice 28 du Règlement des radiocommunications. Elle n'est pas destinée à servir de support à l'évaluation des distances de coordination. Elle permet d'évaluer à priori un ordre de grandeur des distances de séparation acceptables entre station terrienne et station de Terre, en fonction des divers paramètres. A cette fin, le calcul de l'affaiblissement sur le trajet de brouillage est effectué, non dans le cas le plus défavorable, mais dans un cas moyen, en considérant seulement la diffraction due à un obstacle placé entre les deux stations. La distance de séparation ainsi calculée donne une idée réaliste des possibilités pratiques de partage entre le service spatial et le service de Terre.

2. Caractéristiques techniques

2.1 *Caractéristiques des stations spatiales considérées*

Pour les besoins de cette analyse, on a pris comme base les caractéristiques du satellite d'observation de la Terre SPOT développé par la France.

Ce sont les suivantes:

- fréquence: 8,25 GHz
- p.i.r.e. (puissance isotrope rayonnée équivalente): +14,5 dBW
- modulation: MDP-4 phases
- bande passante: 50 MHz
- polarisation: circulaire
- altitude d'orbite: 822 km

Ces caractéristiques conduisent à des valeurs de densité surfacique de puissance qui respectent les limitations imposées par le Règlement des radiocommunications dans cette bande.

2.2 *Caractéristiques des faisceaux hertziens considérés*

Les caractéristiques types sont les suivantes:

- puissance émise par canal: 9 dBW
- nombre de canaux dans 100 MHz: 3
- P_T: puissance maximale émise dans 100 MHz: 14 dBW
- G_T: gain d'antenne diminué des pertes: voir Fig. 2.

2.3 *Caractéristiques de la station terrienne considérée*

Dans le cadre du projet d'observation de la Terre par satellite SPOT développé par la France, les caractéristiques sont les suivantes:

Largeur de bande: 100 MHz

P_i: puissance maximale de brouillage admissible pendant moins de 1% du temps: (valeur conforme à la Recommandation 514) −134 dBW

G_r: gain d'antenne de la station terrienne: Le gain dans l'axe est de 55,4 dBi; les valeurs de gain à plus de 1° de l'axe sont données par la formule $G_r = 32 - 25 \log \varphi$ (conformément à la Recommandation 509).

3. Méthode de calcul

3.1 *Principe*

3.1.1 L'affaiblissement de transmission minimal admissible pour protéger le récepteur de la station terrienne est donné par la relation:

$$L(1\%) = P_T + G_T - P_i + G_r = 148 + G_T + G_r \qquad (8)$$

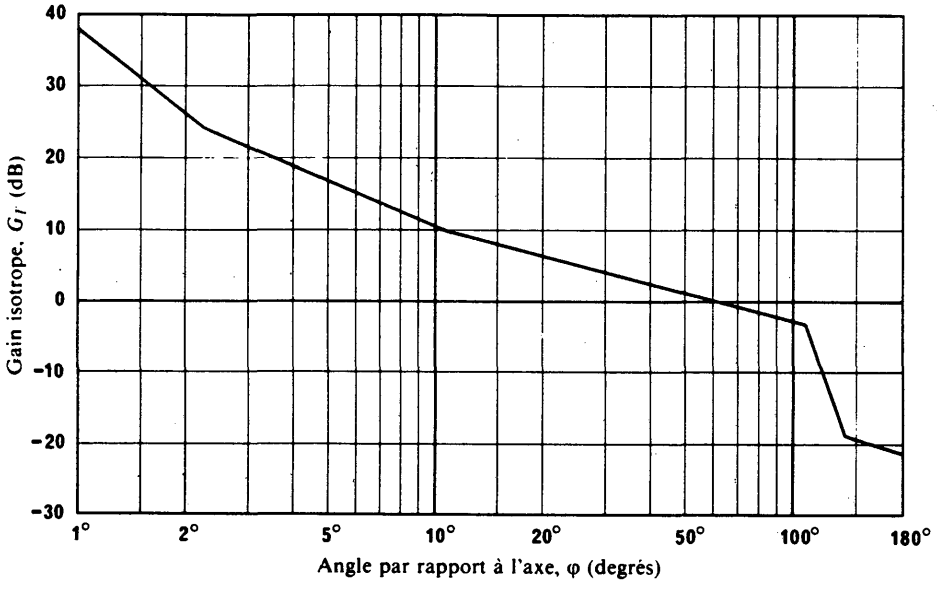


FIGURE 2 – *Diagramme de rayonnement de l'antenne du faisceau hertzien*

Antenne parabolique de diamètre 3,60 m
Fréquence : 8,25 GHz
Gain dans l'axe : 43 dBi

La station terrienne fonctionnant uniquement au-dessus de 5° de site, le gain d'antenne doit être le même qu'à $\theta = (5 - \varepsilon)°$ de site lorsque l'horizon physique est à $\varepsilon°$ d'évaluation, diminue de 10 dB pour tenir compte de la diversité des positions angulaires occupées par le satellite en visibilité de la station terrienne (voir la Fig. 3).

$$L(1\%) = 148 + G_T + 32 - 25 \log (5 - \varepsilon) - 10 = 170 + G_T - 25 \log (5 - \varepsilon) \quad (9)$$

3.1.2 Le calcul de l'affaiblissement sur le trajet de brouillage est réalisé en tenant compte:
- de l'affaiblissement de propagation en espace libre: A_d,
- de l'affaiblissement dû à la diffraction par un obstacle placé entre les deux stations: A_h.

La valeur du premier coefficient d'affaiblissement exprimée en dB, est obtenue en calculant la relation:

$$A_d = 20 \log \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right) \quad (10)$$

où

d : Distance qui sépare la station terrienne de la station de Terre (m)

λ : Longueur d'onde correspondant à la fréquence d'émission de la station de Terre (m)

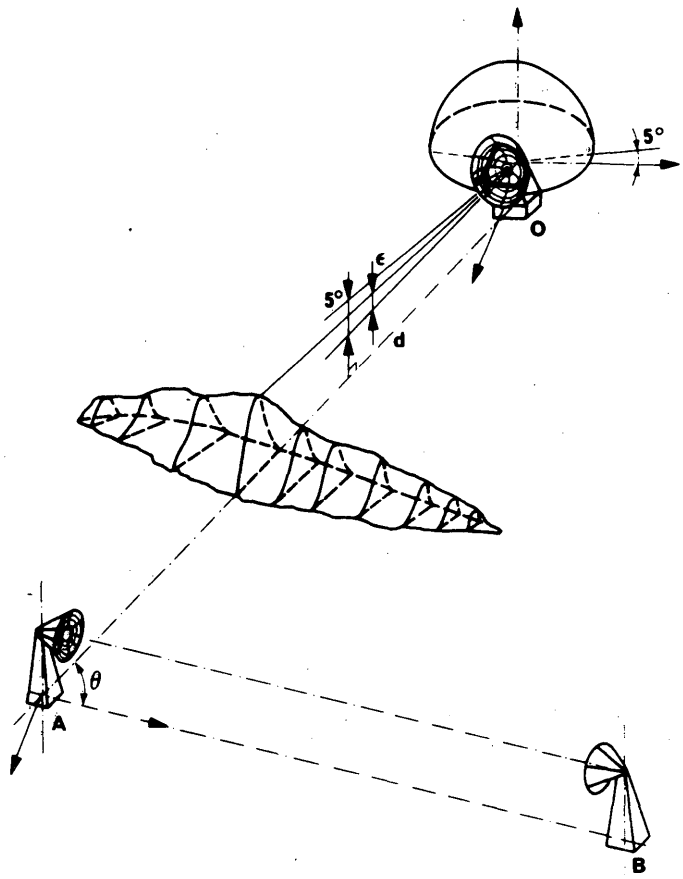


FIGURE 3 – *Configuration des stations de terre par rapport à la station terrienne pour l'étude des possibilités pratiques de partage*

d : distance OA
ε : angle de site de l'horizon physique de la station terrienne
O : station terrienne
AB : faisceau hertzien à visibilité directe
θ : angle d'évitement.

La valeur du second coefficient d'affaiblissement exprimée en dB est obtenue en calculant la relation:

$$A_h = 20 \log [1 + (4{,}5 f^{1/2} \varepsilon)] + f^{1/3} \varepsilon \qquad (11)$$

(voir le Rapport 724 (Genève, 1982))

où

f : Fréquence d'émission de la station de Terre (GHz)

ε : Site de l'horizon physique de la station terrienne dans la direction de la station terrienne.

3.1.3 On considère, alors, que le niveau de brouillage de la station terrienne est inférieur au niveau admissible dès que l'affaiblissement de transmission minimal admissible, $L(1\%)$, est plus petit que l'affaiblissement sur le trajet de brouillage $(A_d + A_h)$. La condition qui doit être satisfaite s'exprime par l'inégalité suivante:

$$L(1\%) \leqslant A_d + A_h \qquad (12)$$

3.2 *Construction d'un abaque*

Les possibilités pratiques de partage entre le service spatial et le service de Terre sont analysées à l'aide d'un abaque (Fig. 4). Cet abaque est constuit sur la base du respect de l'inégalité établie au paragraphe précédent.

En prenant en compte, à titre d'exemple, les caractéristiques techniques particulières décrites précédemment, il est intéressant de transformer cette inégalité et de l'utiliser sous la forme suivante pour construire l'abaque:

$$G_T(\theta) \leqslant 25 \log (5-\varepsilon) + 20 \log \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right) + 20 \log [1 + (4{,}5 f^{1/2}\varepsilon)] + f^{1/3}\varepsilon - 170 \qquad (13)$$

3.2.1 *Première étape*

On calcule l'affaiblissement de propagation en espace libre, A_d, pour une distance particulière, choisie arbitrairement:

$$A_d = 20 \log \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right) = 144{,}75 \text{ dB} \quad (d = 50 \text{ km}, \lambda = 0{,}0364 \text{ m}, f = 8{,}25 \text{ GHz})$$

tel que:

$$G_T(\theta) \leqslant 25 \log (5 - \varepsilon) + 20 \log [1 + (4{,}5 f^{1/2}\varepsilon)] + f^{1/3}\varepsilon - 25{,}25$$

3.2.2 *Deuxième étape*

On calcule les deux éléments du deuxième terme de l'inégalité qui dépendent de ε (angle de site de l'horizon physique de la station terrienne dans la direction de la station de Terre).

TABLEAU IV

ε	0,5°	1°	2°	3°	4°
$A_h = 20 \log [1 + (4{,}5 f^{1/2} \varepsilon)] + f^{1/3} \varepsilon$ (dB)	18,47	24,9	32,62	38,05	42,52
$A = 25 \log (5 - \varepsilon)$ (dB)	16,33	15,05	11,9	7,53	0
$(A_h + A)$ (dB)	34,8	39,95	44,55	45,58	42,52

On remarque que la somme de ces deux termes $(A_h + A)$, présente une valeur maximum égale à 45,58 dB pour la valeur de ε égale à 3°.

3.2.3 *Troisième étape*

Dans ces conditions pour une valeur particulière de la distance qui sépare la station terrienne de la station de Terre, on peut associer une valeur du gain de la station de Terre en direction de la station terrienne à une valeur de l'angle de site de l'horizon physique de la station terrienne.

Le Tableau V, ci-dessous, indique cette correspondance dans le cas particulier considéré.

TABLEAU V

ε	0,5°	1°	2°	3°	4°
$G_T(5 - \varepsilon)$ (dB)	9,55	14,7	19,30	20,33	17,27

Pour obtenir la pente des droites qui sont représentées sur la Fig. 4 on multiplie par 2 la distance choisie arbitrairement ayant servi aux calculs. La nouvelle valeur du gain de la station de Terre en direction de la station terrienne est obtenue à partir des valeurs déjà calculées auxquelles on ajoute 6 dB.

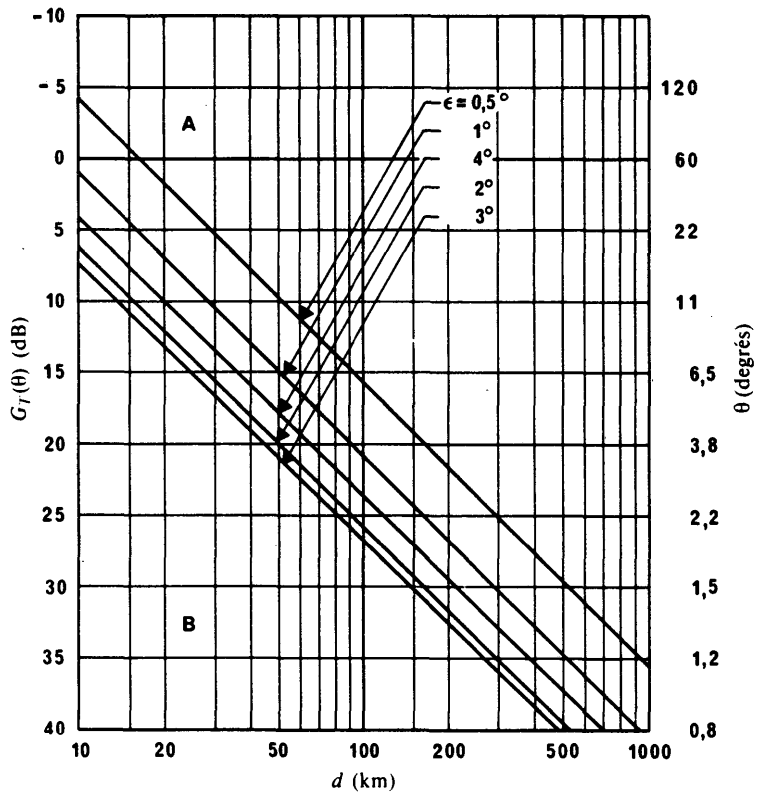


FIGURE 4 – *Brouillage de la station terrienne d'exploration de la Terre causé par un faisceau hertzien à visibilité directe*

d : distance entre la station terrienne et la station de Terre

$G_T(\theta)$: gain de la station de Terre en direction de la station terrienne

ε : angle de site de l'horizon physique de la station terrienne dans la direction de la station de Terre

A : domaine de brouillage improbable

B : domaine de brouillage probable

Caractéristiques de la station terrienne :

- Puissance maximale de brouillage admissible pendant moins de 1 % du temps : – 134 dBW
- Largeur de bande : 100 MHz
- Type de signaux reçus : numérique

Caractéristiques des faisceaux hertziens :

- Puissance émise brouilleuse dans 100 MHz : 14 dBW
- Type de signaux émis : analogique

3.3 *Utilisation de l'abaque*

La lecture de l'abaque montre, par exemple, que le niveau de brouillage de la station terrienne est inférieur au niveau admissible si:

- le relief autour de la station terrienne offre une protection de 0,5° à 4° en site;
- la distance qui sépare les deux stations est supérieure à 50 km;
- l'axe du faisceau hertzien est écarté de plus de 10° de la direction joignant la station de Terre à la station terrienne.

4. Conclusions

Sans se substituer à la procédure de coordination décrite dans l'Appendice 28 du Règlement des radiocommunications, il est souvent nécessaire d'analyser rapidement les conditions pratiques d'implantation d'une station terrienne dans un réseau de faisceaux hertziens préexistant. Une méthode graphique simple (Fig. 4) permet de réaliser cette analyse et de déterminer provisoirement les meilleurs emplacements de la station terrienne par rapport à ceux des stations de Terre du système de faisceaux hertziens.

Appliquée au cas particulier du satellite d'observation de la Terre français SPOT, la méthode utilisée a permis de se rendre compte rapidement que l'application de la procédure de coordination de l'Appendice 28 du Règlement des radiocommunications ne devrait pas conduire à des contraintes d'implantation de la station terrienne qui seraient intolérables.

RAPPORT 693-3

CONSIDÉRATIONS TECHNIQUES ET D'EXPLOITATION SUR LE SERVICE D'EXPLORATION DE LA TERRE PAR SATELLITE

Bandes de fréquences préférées pour les détecteurs actifs et passifs à hyperfréquences

(Question 12/2; Programme d'études 12B/2)

(1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

En matière d'exploration de la Terre (ressources terrestres, météorologie et océanographie), les nouveaux programmes de satellites élaborés actuellement en Europe, au Canada et aux Etats-Unis d'Amérique devraient permettre d'étendre jusqu'aux hyperfréquences le spectre utilisé pour la détection à distance, à l'aide de détecteurs passifs ou actifs. Le présent Rapport a pour objet de présenter, sur la base de ces travaux, les bandes de fréquences préférées et les caractéristiques prévisibles des détecteurs à hyperfréquences actuellement élaborés pour ces satellites.

2. Radiométrie passive à hyperfréquences

De l'énergie radioélectrique en hyperfréquences est émise et absorbée par la surface de la Terre et par l'atmosphère qui recouvre cette surface. Les caractéristiques de propagation dans l'atmosphère, qui est absorbante, varient en fonction de la fréquence, comme le montre la courbe de la Fig. 1. On a obtenu cette courbe en reportant les valeurs calculées de l'affaiblissement, sur un trajet zénithal (angle de site, 90°) dans un seul sens, pour les raies d'absorption de l'oxygène et de la vapeur d'eau [Crane, 1971]. Il s'agissait d'un trajet entre la surface terrestre et un satellite. Ces calculs révèlent des bandes de fréquences pour lesquelles l'atmosphère est opaque et d'autres pour lesquelles elle est presque transparente. Les régions, appelées fenêtres, qui sont presque transparentes sont utilisables pour détecter des phénomènes qui se déroulent près de la surface de la Terre; celles qui sont opaques servent à mesurer les caractéristiques des couches supérieures de l'atmosphère.

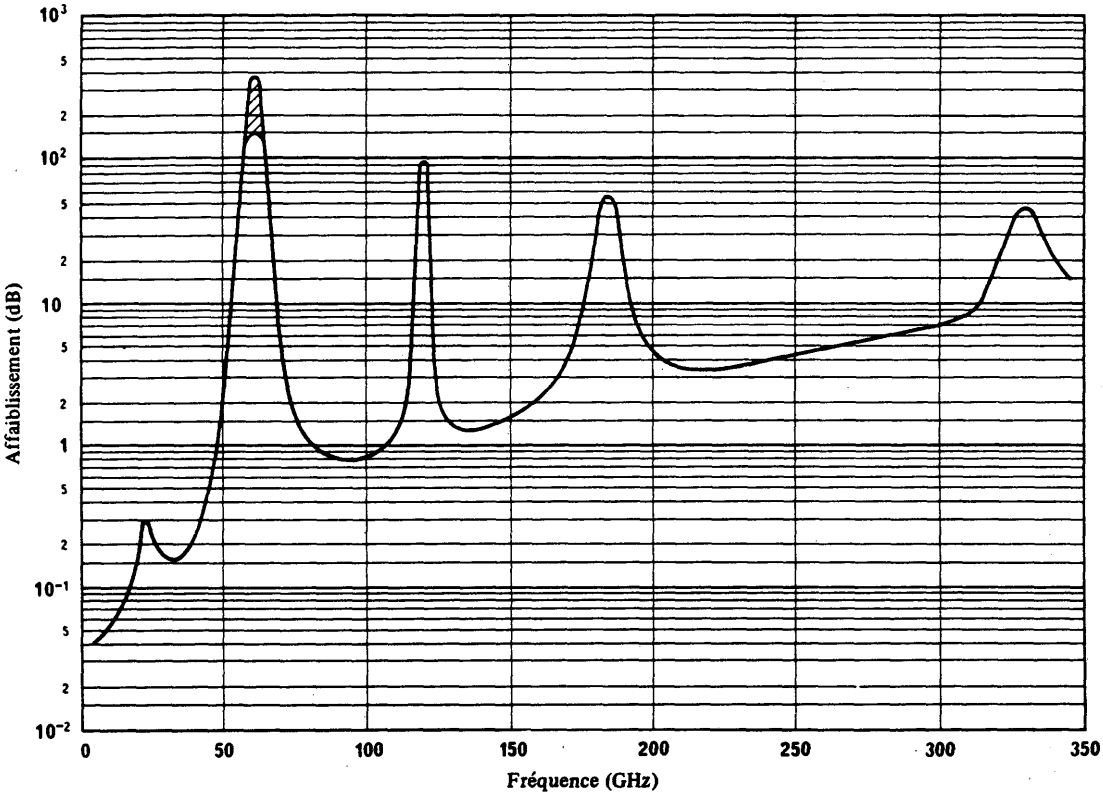


FIGURE 1 – *Variation de l'affaiblissement sur un trajet zénithal en fonction de la fréquence (en janvier, à une latitude moyenne, avec une concentration en vapeur d'eau de 7,5 g/m³ à la surface du sol)*

La puissance reçue par un radiomètre équipant un satellite et pointé vers la Terre peut se calculer au moyen des formules de transmission de l'énergie radiative [Crane, 1971; Staelin, 1969]. Dans le cas d'un milieu non diffusant, on a:

$$T_A(\nu) = \frac{p(\nu)}{kB} = \frac{1}{4\pi}\int_0^{4\pi} g(\Omega)\left[T_0(\nu)\,e^{-\tau(L)} + \int_0^{L} T(s)\,\beta(s)\,e^{-\tau(s)}\,ds\right]d\Omega \qquad (1)$$

où

T_A : température de l'antenne (K)

p : puissance reçue (W)

ν : fréquence centrale (Hz)

B : largeur de bande du récepteur (Hz)

k : constante de Boltzmann (J/K)

g : gain de l'antenne (rapport numérique)

Ω : angle solide autour de l'antenne (steradian)

T_0 : température de brillance de la surface (émission plus diffusion) (K)

τ : profondeur optique (nepers)

β : coefficient d'absorption (nepers/km)

L : longueur du trajet du satellite jusqu'au sol (km)

s : position le long du trajet (km)

$T(s)$: température de l'atmosphère au point s le long du trajet (K)

La profondeur optique est liée à l'affaiblissement par la relation simple ci-après:

$$\tau(s) = \int_0^s \beta(x)\,\mathrm{d}x = \int_0^s \left(\frac{a(x)}{4{,}34}\right)\mathrm{d}x = \frac{A(s)}{4{,}34} \qquad (2)$$

où

A : affaiblissement (dans un seul sens) (dB)

a : affaiblissement spécifique (dB/km).

Les relations (1) et (2) mettent en évidence les caractéristiques essentielles d'une détection à distance en hyperfréquences. La température de brillance de la surface, la température de l'atmosphère en des points s le long du trajet et les coefficients d'absorption sont des inconnues, à déterminer par des mesures de la température T_A de l'antenne. La température de brillance de la surface et les coefficients d'absorption dépendent eux-mêmes des caractéristiques physiques de la surface ou de l'atmosphère qui sont à mesurer. On ne peut pas, par une seule observation faite à une fréquence unique, mesurer une certaine caractéristique physique. Pour pouvoir résoudre les intégrales de la relation (1), il faut d'abord effectuer simultanément des observations sur plusieurs fréquences, dont on combine les résultats au moyen de modèles simulant la variation de la température de brillance de la surface et celle du coefficient d'absorption en fonction de la fréquence et des caractéristiques physiques.

Quand on applique cette relation aux fréquences traversant les fenêtres atmosphériques, où l'affaiblissement est inférieur à 1 dB, on peut la simplifier. Dans le cas d'une antenne à faisceau étroit (pinceau) et d'un milieu absorbant se trouvant à une température constante T_s, la relation (1) se ramène à la suivante:

$$T_A(s) = T_0\,\mathrm{e}^{-\tau(s)} + T_s(1 - \mathrm{e}^{-\tau(s)}) \qquad (3)$$

$$T_A(s) \simeq T_0(1 - \tau(s)) + T_s\,\tau(s) \qquad (4)$$

Il en ressort que l'on doit tenir compte de l'atmosphère voisine de la surface de la Terre, même en détection à travers les fenêtres.

Le radiomètre détecte les émissions thermiques à caractère de bruit recueillies par son antenne et le bruit thermique de son récepteur. En intégrant le signal reçu, on peut réduire les fluctuations de bruit aléatoires et évaluer avec précision la somme des puissances du bruit thermique du récepteur et du bruit thermique des émissions extérieures. En assimilant la puissance de bruit par unité de largeur de bande à une température de bruit équivalente, on peut exprimer comme suit le degré résiduel d'incertitude affectant la mesure en fonction de la durée d'intégration [Kraus, 1966]:

$$\Delta T_e = \frac{\alpha(T_A + T_N)}{\sqrt{B\tau}} \qquad (5)$$

où

ΔT_e : incertitude (valeur efficace) sur la mesure du bruit total du système, $T_A + T_N$

T_A : température de l'antenne

T_N : température de bruit du récepteur

B : largeur de bande

τ : durée d'intégration

α : constante de l'élément récepteur.

Actuellement, on améliore rapidement la sensibilité des récepteurs à hyperfréquences, en mettant en œuvre des composants à semi-conducteurs. Aux longueurs d'onde supérieures à 3 cm, on peut obtenir des températures de bruit de récepteur inférieures à 150 K avec des amplificateurs paramétriques à semi-conducteurs. Aux longueurs d'onde inférieures à 3 cm, le type de récepteur le plus courant est le superhétérodyne avec températures de bruit comprises entre quelques centaines de degrés à 3 cm et environ 2 000 K à 3 mm. Les perfectionnements apportés aux diodes à barrière de Schottky donnent l'espoir de pouvoir abaisser les températures de bruit des superhétérodynes jusqu'à quelques centaines de degrés pour des longueurs d'onde aussi petites que 5 mm.

Avec les températures de bruit réalisables dans les récepteurs actuels, la seule façon de réduire sensiblement les valeurs de ΔT_e (ou d'améliorer la sensibilité) dans les radiomètres sur satellite consiste à augmenter la largeur de bande du système. Pour les radiomètres équipant des satellites sur orbite basse, on est limité à des temps d'intégration de l'ordre de quelques secondes ou moins, compte tenu de la vitesse relative des satellites et de la nécessité d'avoir une haute résolution spatiale.

3. Détecteurs actifs

Les détecteurs actifs diffèrent des détecteurs passifs en ce qu'ils «irradient» l'objet observé et mesurent l'énergie réfléchie.

Il existe trois types fondamentaux de détecteurs actifs:

- diffusiomètres,
- altimètres,
- détecteurs imageurs.

Les diffusiomètres radar sont efficaces pour la détermination de la «rugosité» des objets de grande étendue. Aux fréquences supérieures à 300 MHz, le diffusiomètre mesure l'intensité de la diffusion provoquée par la surface rugueuse: on peut ainsi définir quelques grandes catégories, allant de «lisse» à «très rugueux». Aux fréquences voisines de 200 MHz, la réflectivité dépend de la constante diélectrique de l'objet; aux fréquences plus basses, elle dépend principalement de la conductivité électrique. Ces fréquences plus basses permettent de «percer» la surface terrestre, pour détecter les structures souterraines.

L'altimétrie par radiodétection a permis de définir trois modes opérationnels pour les systèmes réels. Une de ces techniques comporte l'utilisation d'un faisceau de très petite ouverture (2 milliradians) et d'une impulsion très courte (2 ns). L'altitude se déduit du temps de propagation aller-retour du front avant de l'impulsion émise. La technique de compression d'impulsion a des points communs avec la technique des impulsions courtes. A partir d'une impulsion courte, on produit une impulsion plus longue, modulée en fréquence; le signal d'écho, qui est un signal à large spectre, subit une compression qui redonne une impulsion courte, dont on détecte le front avant. Pour la mise en œuvre de la troisième technique, il faut une antenne de dimensions moyennes et un système de stabilisation de l'engin spatial; le signal d'écho radar, qui arrive du nadir, est produit par une technique mettant en œuvre une porte électronique. Dans ce système, on obtient l'information d'altitude non pas en détectant le front avant d'une impulsion très courte, mais en mesurant le centre de la partie initiale du signal radar.

Les systèmes radar imageurs s'utilisent pour obtenir les images à haute résolution dont on a besoin dans des domaines tels que la géologie, l'océanographie et l'agriculture. Pour que l'image ait une définition suffisante, même dans sa dimension en profondeur, on recourt à un radar à ouverture synthétique, qui peut trouver de nombreuses applications, étant donné que sa résolution est indépendante de la distance. En météorologie, on peut aussi utiliser des radars Doppler à balayage.

4. Détecteurs à hyperfréquences disponibles actuellement ou devant être réalisés dans un proche avenir

Les caractéristiques des détecteurs passifs et des détecteurs actifs (déjà en service ou en cours de réalisation) sont indiquées respectivement dans les Tableaux I et II.

TABLEAU I – *Caractéristiques des détecteurs passifs à hyperfréquences*

Détecteur	Fréquence (GHz)	Largeur de bande (MHz)	Sensibilité ΔT_e (K)	Sensibilité (dBm)	Date de mise en service
Radiomètre (bande L)	1,4	27	1	– 124	1972
Nimbus-5, spectromètre à hyperfréquences	22,23 ; 31,4 ; 53,65 ; 54,9 ; 58,8	220	1	– 115	1972
Spectromètre hyperfréquences à balayage	22,23 ; 31,65 ; 52,85 ; 53,85 ; 55,45	220	1 à 1,5	– 115	1975
Tiros-N, sondeur à hyperfréquences	50,3 ; 53,74 ; 54,95 ; 57,95	200	0,3	– 121	1978
Radiomètre à balayage électronique, à hyperfréquences	37 (Nimbus-6) 19,35 (Nimbus-5)	250 300	1 1	– 114 – 114	1975 1972
Radiomètre multivoie à balayage, à hyperfréquences	6,6 ; 10,69 ; 17,96 ; 21,0 ; 37,0	250	0,9 à 1,5	– 113	1978
Sondeur du limbe terrestre, à hyperfréquences (UARS)	63, 119, 183, 205, 231	A déterminer	A déterminer	A déterminer	1986
Radiomètre (bande S)	2,65	100	0,1	– 129	1970
Sondeur de température à hyperfréquences	53,331 52,85 53,85 55,45	600 120 120 120	1 1 1 1	– 111 – 118 – 118 – 118	1975
Radiomètre (bande L)	1,43	60	0,1	– 130	1975
Radiomètre à balayage de fréquence	4,5 à 7,2	2000	0,1	– 116	1976
Système imageur passif à hyperfréquences	10,69	150	1,2	– 115	1970
Radiomètre multifréquences, à hyperfréquences	1,4135 18,0 22,05 37,0	27,5 200 200 500	1 1 1 1	– 124 – 115 – 112 – 112	1970

TABLEAU I *(fin)*

Détecteur	Fréquence (GHz)	Largeur de bande (MHz)	Sensibilité ΔT_e (K)	Sensibilité (dBm)	Date de mise en service
Radiomètre multi-fréquences à hyperfréquences, à grande antenne (ICEX)	1,4 ; 4,3 ; 5,1 ; 6,6 ; 10,7 ; 18,5 ; 21,5 ; 36,5 ; 92	100 MHz-1 GHz	≈ 1	– 109 à – 119	A déterminer
Détecteur spécial d'humidité à hyperfréquences	91, 65, 183, 15	1 GHz, 2-9 GHz	2, 6	– 106 – 91 à – 98	1979
Appareil spécial de sondage à hyperfréquences	18,5 ; 22,23 ; 31,65 ; 50,30 ; 52,85 ; 53,40 ; 54,35 ; 54,90 ; 55,50 57,968 (6 voies) ; 90, 150, 183,311 (3 voies)	2,5-7000	0,25 (voies 1-12) 0,40 (voie 13) 1,0 (voie 14) 2,2 (voie 15) 0,5 (voie 16) 0,6 (voies 17-20)	– 141 à – 103	1993
Radiométrie à hyperfréquences utilisant l'ATSR - M*	23,8 et 36,5	400 1 000			

* l'ATSR - M - Radiomètre à hyperfréquences à balayage dans le sens de la trajectoire du satellite

TABLEAU II – *Caractéristiques des détecteurs actifs à hyperfréquences*

Détecteur	Fréquence (GHz)	Ouverture de faisceau (degrés)	Sensibilité (dBm)	P.i.r.e. (dBW)	Date de mise en service
Altimètre Skylab	13,9	1,4	– 88	72	1972
Diffusiomètre Skylab	13,9	1,4	– 88	52	1972
Altimètre GEOS-C	13,9	2,6	– 80	73	1975
Radar à ouverture synthétique Seasat	1,275	5 × 1	– 98,5	64	1978
Diffusiomètre Seasat	14,6	25 × 5,5	– 128	55	1978
Altimètre Seasat	13,5	1,5	– 81	75	1978
Système imageur actif multispectre, à hyperfréquences	3,0 13,9	6 6	– 98 – 98	67 63	1977
Radar pour contour de surface terrestre	35,7 36,3	1,2 1,2 × 40	– 82 – 82	45 45	1977
Radiomètre/diffusiomètre	13,9	1,5	– 90	41	1970
Système de compression d'impulsions radar	13,9	15	– 107	21	1977
Radar imageur pour navette	10 1	1,3 × 8 0,15 × 8		75 79	1982 1982
Détecteur de pression à hyperfréquences	29,25 ; 26,55 ; 44,87 ; 50,80 ; 67,51 ; 73,01	1,3 × 0,17 à 0,52 × 0,07			
Radar à ouverture synthétique/ diffusiomètre Spacelab :					
– radar à ouverture synthétique	9,65	2,4 × 1,25	– 90	60	1983
– diffusiomètre	9,65	2,4 × 1,25	– 90	64	1983
Diffusiomètre de vent ERS-1	5,3	3,3 × 0,8	– 134,5	49 (max – 56)	1989
Radar à ouverture synthétique/ diffusiomètre ERS-1 :					
– diffusiomètre de vague	5,3	5 × 0,3	– 98,5	62,4 (max – 72)	1989
– radar à ouverture synthétique	5,3	5 × 0,3	– 100	67,2 (max – 76,8)	1989
Altimètre ERS-1	13,7	1,6	– 83,2	48 (max – 68)	1989
Altimètre à état solide Topex-Poséidon	13,65	1,1	- 82	max = 51	1992

5. Bandes de fréquences préférées

5.1 *Détecteurs passifs*

Les fréquences de travail pour les détecteurs passifs à hyperfréquences sont essentiellement fonction du phénomène à mesurer. Pour certaines applications, notamment celles qui nécessitent la mesure des émissions aux hyperfréquences des gaz atmosphériques, le choix des fréquences est peu étendu; il est déterminé par les fréquences des raies spectrales de ces gaz. Dans d'autres cas, la gamme de fréquences où les phénomènes peuvent être détectés est plus étendue.

5.1.1 *Mesures des caractéristiques atmosphériques**

L'affaiblissement dû à l'atmosphère ne se produit pas dans une seule couche atmosphérique à température constante. La Fig. 2 (voir le Rapport 719 (Genève, 1982)) représente la variation de l'affaiblissement en fonction de la fréquence, l'altitude étant prise comme paramètre. D'après la relation (1), la valeur mesurée de la température de bruit de l'antenne dépend beaucoup de la température atmosphérique régnant dans la région traversée par le trajet lorsque l'affaiblissement total jusqu'au satellite est inférieur à 10 dB, tandis qu'elle dépend peu de la température atmosphérique régnant dans les régions où l'affaiblissement est très petit ou lorsque l'affaiblissement total jusqu'au satellite est grand. On peut mesurer la température à différentes altitudes ou distances le long des trajets en choisissant des fréquences, en bordure des régions opaques, telles que les affaiblissements correspondants soient différents, et aussi, par conséquent, les fonctions de pondération qui figurent dans la relation (1) comme facteurs de $T(s)$. La large région opaque comprise entre 50 et 70 GHz se compose de plusieurs raies d'absorption étroites (opaques), ce qui permet d'effectuer des observations au voisinage des faisceaux de raies ou dans les creux situés entre les raies. Sur chacune des Fig. 1 et 2 l'intervalle des valeurs d'affaiblissement de crête à creux pour le faisceau de raies est indiqué par une zone hachurée.

Afin d'obtenir un ensemble suffisant de fonctions de pondération pour les mesures des profils de la température atmosphérique, de la teneur en vapeur d'eau, en ozone, en oxydes du chlore, en oxyde nitreux et en monoxyde de carbone, on peut choisir plusieurs fréquences. Pour les quatre dernières mesures moléculaires, aucune des raies n'a ni une structure assez fine, comme dans la bande de profil de la température de l'O_2, ni une largeur suffisamment grande, comme dans la bande de la vapeur d'eau (environ 22,235 GHz) pour que l'on puisse mesurer les profils avec une seule raie, étant donné les contraintes imposées par le satellite en matière de temps d'intégration. En conséquence, afin d'obtenir une information de profil sur ces constituants, il faudra procéder aux mesures avec de nombreuses raies.

La Fig. 3 donne un exemple de calcul pour un jeu de fréquences comprises dans le faisceau des raies d'absorption de l'oxygène. D'après les calculs relatifs aux voies correspondant aux cinq fréquences inférieures sur cette figure, qui ont été effectués selon une méthode statistique pour inverser la relation (1), l'incertitude prévisible sur les températures estimées au moyen d'un radiomètre de sensibilité 0,3 K est inférieure à 2 °C (valeur efficace) pour des altitudes supérieures à 1 km au-dessus de l'océan, à des latitudes moyennes.

Quand le trajet traverse des nuages et des précipitations, l'affaiblissement risque d'augmenter. Nuages et précipitations peuvent être détectés dans les fenêtres atmosphériques comprises entre 5 et 150 GHz. Pour distinguer l'effet des nuages de celui des précipitations et distinguer ces effets des rayonnements émis par la surface de la Terre, il est nécessaire de multiplier les observations sur une large gamme de fréquences.

5.1.2 *Mesures terrestres et océaniques*

Des ondes émises à la surface de la Terre se propagent jusqu'au satellite à travers l'atmosphère. Si l'affaiblissement est trop grand, l'émission ne peut pas être détectée. Si l'affaiblissement est petit, comme cela est nécessaire si l'on veut mesurer la température de la couche inférieure de l'atmosphère, le détecteur reçoit à la fois les ondes thermiques émises par la surface et par l'atmosphère. Pour séparer ces deux émissions, il faut faire des mesures supplémentaires dans les fenêtres. L'émission de surface est proportion nelle à la température et à l'émissivité du sol. Ces caractéristiques dépendent des propriétés diélectriques du sol et de la rugosité de sa surface. Si l'émissivité est inférieure à l'unité, la surface émet une radiation et en reçoit une autre qu'elle diffuse. Cette radiation diffusée provient d'une onde émise vers le bas par la couche atmosphérique située au-dessus du sol. Si l'affaiblissement est très petit dans une fenêtre, cette radiation diffusée par la surface est négligeable; sinon, on doit en tenir compte pour résoudre l'équation (1).

---

* Voir aussi les sections Radiométéorologie (5C), Télécommunications spatiales (5F) et Brouillages (5G) du Volume V.

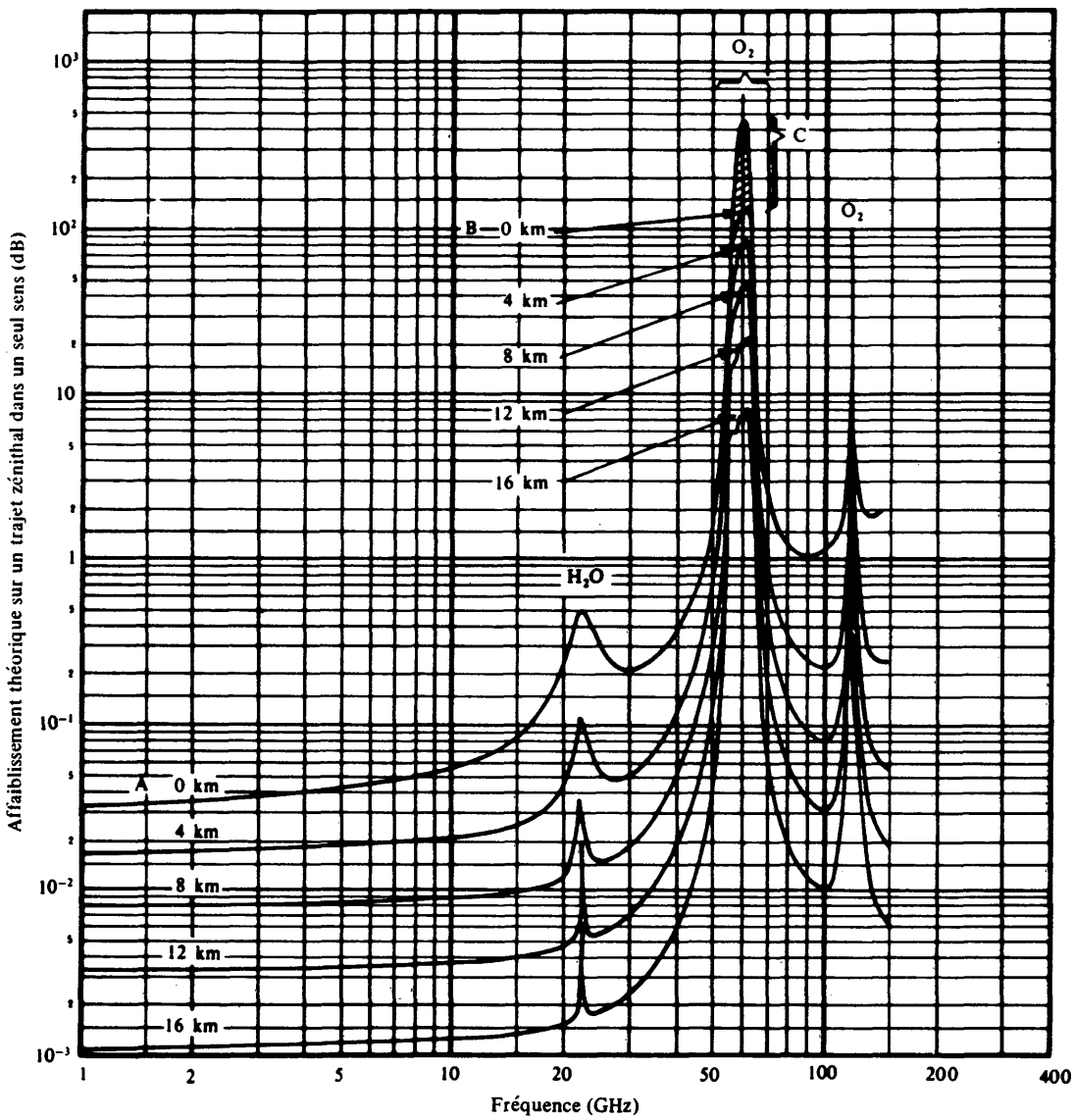


FIGURE 2 – *Variation de l'affaiblissement théorique, en fonction de la fréquence, sur un trajet zénithal dans un seul sens en atmosphère modérément humide (7,5 g/m³ à la surface du sol), le paramètre étant l'altitude de départ indiquée pour aller jusqu'au sommet de l'atmosphère*

A : altitude de départ (km)

B : minimums pour des trajets partant aux altitudes indiquées (km)

C : intervalle de variation le long du trajet, de la surface jusqu'à 80 km

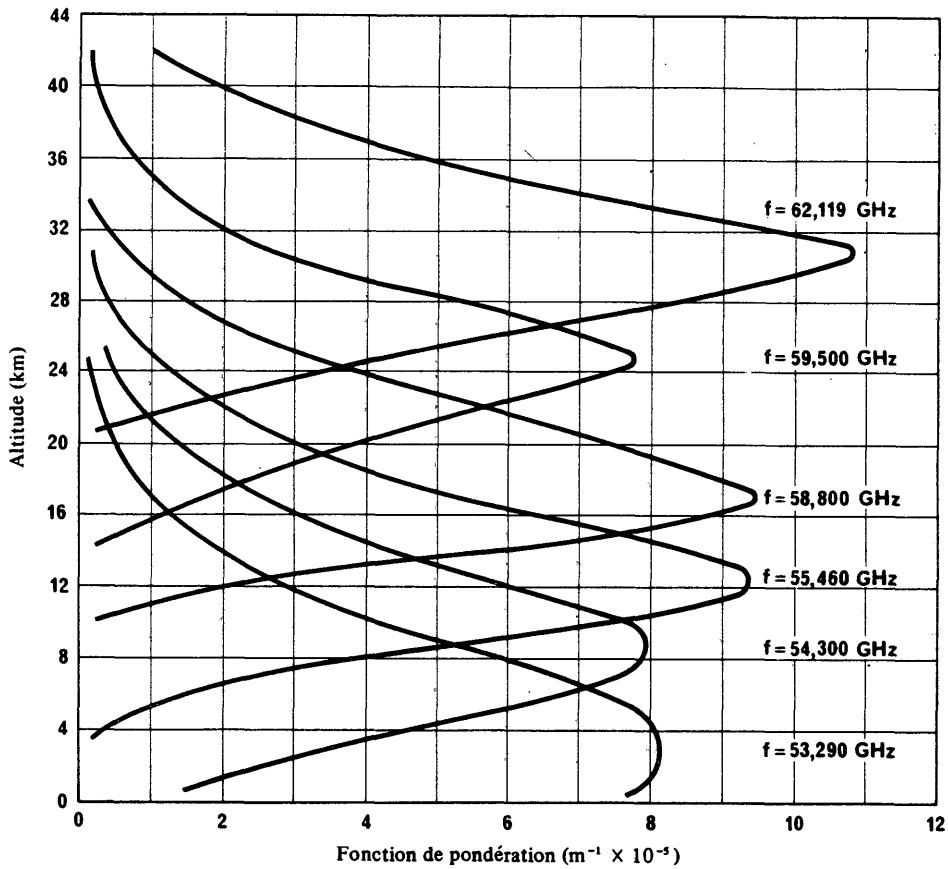


FIGURE 3 – *Fonctions de pondération de la température, la variable étant l'altitude ($\theta = 40°$ au zénith; polarisation à 90°) et le paramètre la fréquence*

(Ciel clair)

La température de brillance de la surface ne varie pas aussi rapidement, en fonction de la fréquence, que l'émission provenant des raies d'absorption atmosphériques. Comme l'influence des caractéristiques de la surface varie assez lentement avec la fréquence, la détermination des valeurs de ces caractéristiques nécessite plusieurs observations simultanées sur une large gamme de fréquences dans les fenêtres atmosphériques. On ne peut distinguer entre les caractéristiques que si elles varient différemment en fonction de la fréquence. Les Fig. 4, 5 et 6 représentent la variation, en fonction de la fréquence, des caractéristiques affectant la température de brillance de la surface de l'océan, la salinité, la température et la vitesse du vent. Le vent modifie la température de brillance en agitant la surface de la mer et en produisant de l'écume, dont les caractéristiques diélectriques sont différentes de celles de l'eau sous-jacente. Il ressort des courbes que la mesure du degré de salinité est optimale aux fréquences inférieures à 3 GHz et même, si une précision extrême est requise, aux fréquences inférieures à 1,5 GHz. En ce qui concerne la température superficielle de la mer, on a intérêt à la mesurer à des fréquences comprises entre 3 et 10 GHz, la mesure étant proche de l'optimum à 5 GHz. Quelle que soit la fréquence, le vent affecte les observations, mais c'est aux fréquences supérieures à 15 GHz qu'on peut le mesurer le mieux.

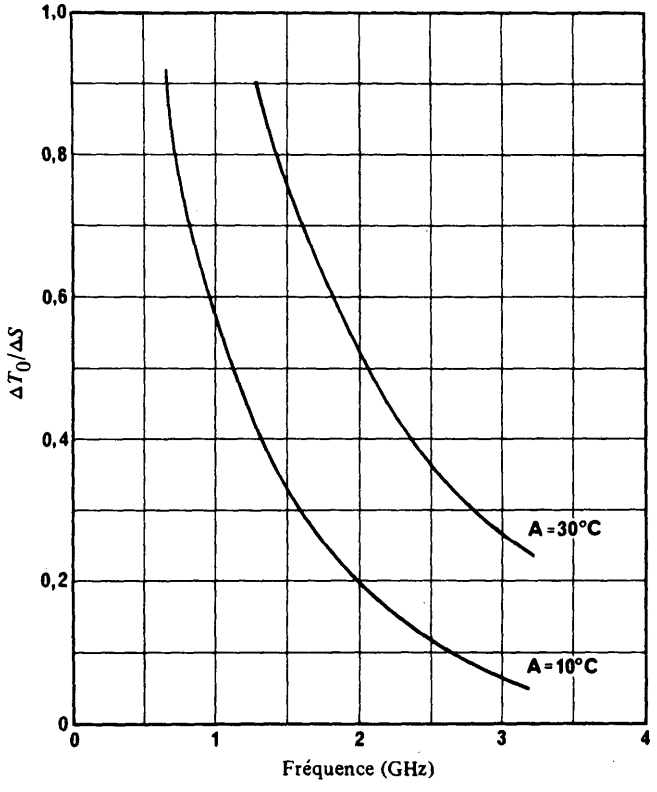


FIGURE 4 – *Variation de la différentielle de la température de brillance au degré de salinité en fonction de la fréquence, la température de surface étant prise comme paramètre*

A : température à la surface du sol

ΔS : variation de la salinité en parties pour mille (‰)

ΔT_0 : variation de la température (K)

Un banc de glace ou une pellicule d'huile flottant à la surface de la mer ont des caractéristiques diélectriques différentes de celles de l'eau, ce qui permet de détecter leur présence par le changement que subit ainsi la température de brillance. Cette dénivellation peut être supérieure à 50 K pour une nappe d'huile aux fréquences supérieures à 30 GHz [Hollinger et Mennella, 1973] et aux fréquences comprises entre 1 et 40 GHz pour un banc de glace. Cependant, bien que la présence d'un banc de glace ou d'une nappe d'huile modifie beaucoup la température de brillance de la surface de la mer, si l'on veut distinguer l'influence de cette présence d'avec celle de précipitations ou de nuages dans l'atmosphère, on doit effectuer plusieurs observations dans chacune des fenêtres atmosphériques.

La teneur en humidité des couches atmosphériques à la surface de la Terre peut se mesurer aux hyperfréquences [Schmugge et autres, 1974]. La température de brillance de la neige et celle du sol sont l'une et l'autre fonction de la teneur en humidité et de la fréquence. En général, l'épaisseur de la couche qu'on peut mesurer est d'autant plus grande que la fréquence est plus basse. Comme l'humidité superficielle est en rapport avec le profil de l'humidité au-dessous de la surface, il peut être utile, ici encore, de faire des observations à des fréquences plus élevées. Ce sont des observations à 37 GHz et

au-dessus qui fournissent le plus d'informations sur la fusion de la neige au voisinage de la surface. Pour «détecter» le sol, notamment sous une couverture végétale, c'est aux fréquences inférieures à 3 GHz que l'observation est la plus fructueuse. En pratique, l'observation doit s'effectuer sur plusieurs fréquences, en premier lieu pour classer les surfaces, au point de vue des caractéristiques suivantes: rugosité, couverture végétale ou âge de la couche de glace marine, et en second lieu pour mesurer des caractéristiques telles que l'épaisseur de la glace ou la teneur en humidité. Les Fig. 7 et 8 représentent des courbes de la variation de la sensibilité pour la détection respectivement de la glace et de l'humidité du sol, la fréquence étant prise comme paramètre. Notamment, la Fig. 7 présente des mesures réelles de la glace, pour un certain nombre de fréquences et de polarisations.

Le Tableau III indique les bandes de fréquences préférées pour les mesures faites au moyen de détecteurs passifs à hyperfréquences. Il précise aussi les principaux objets de mesure correspondant à chaque bande de fréquences et les largeurs de bande nécessaires pour obtenir une précision suffisante et des aires de couverture utilisables.

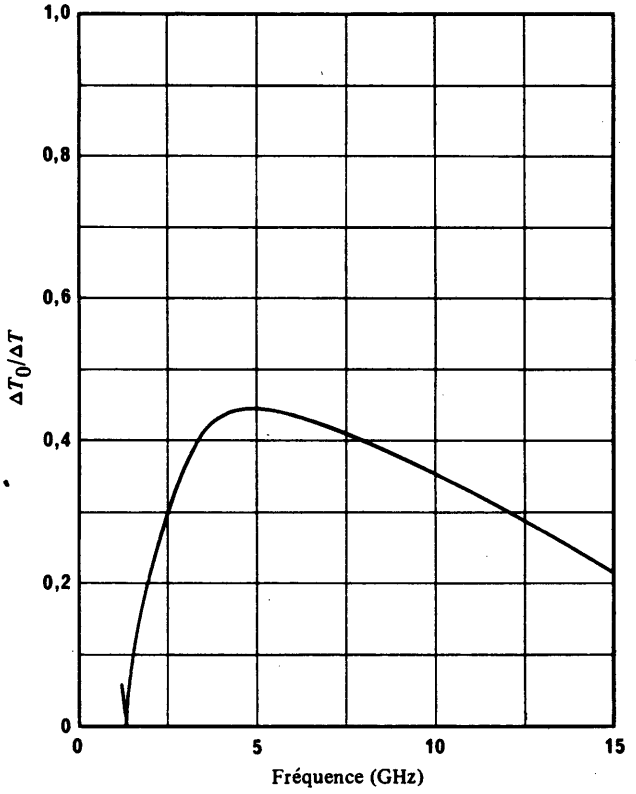


FIGURE 5 – *Variation de la différentielle de la température de brillance à la température de surface en fonction de la fréquence (degré de salinité, 36 parts pour mille)*

ΔT : variation de la température de la surface physique (K)

ΔT_0 : variation de la température de brillance (K)

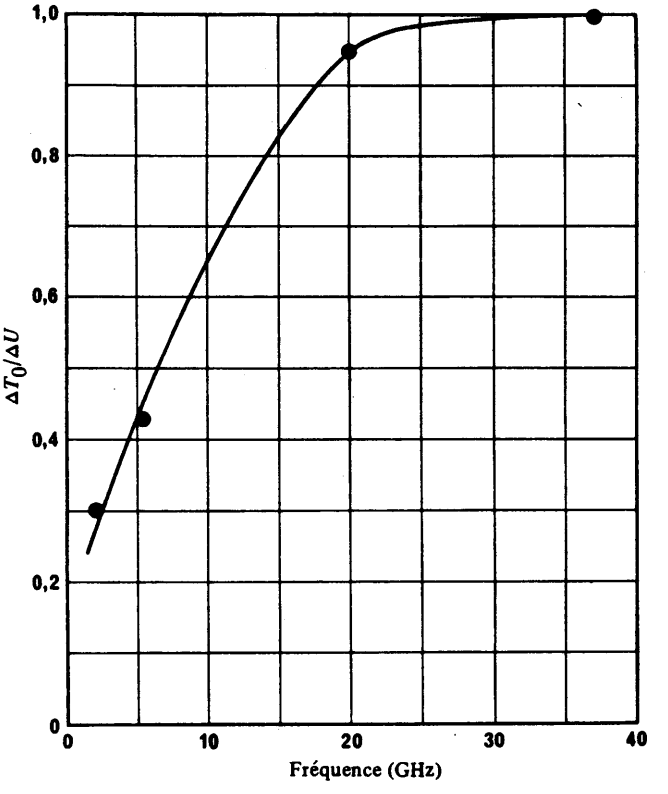


FIGURE 6 – *Variation de la différentielle de la température de brillance à la vitesse du vent en fonction de la fréquence (trajet nadiral)*

ΔU : variation de la vitesse du vent (m/s)

ΔT_0 : variation de la température de brillance (K)

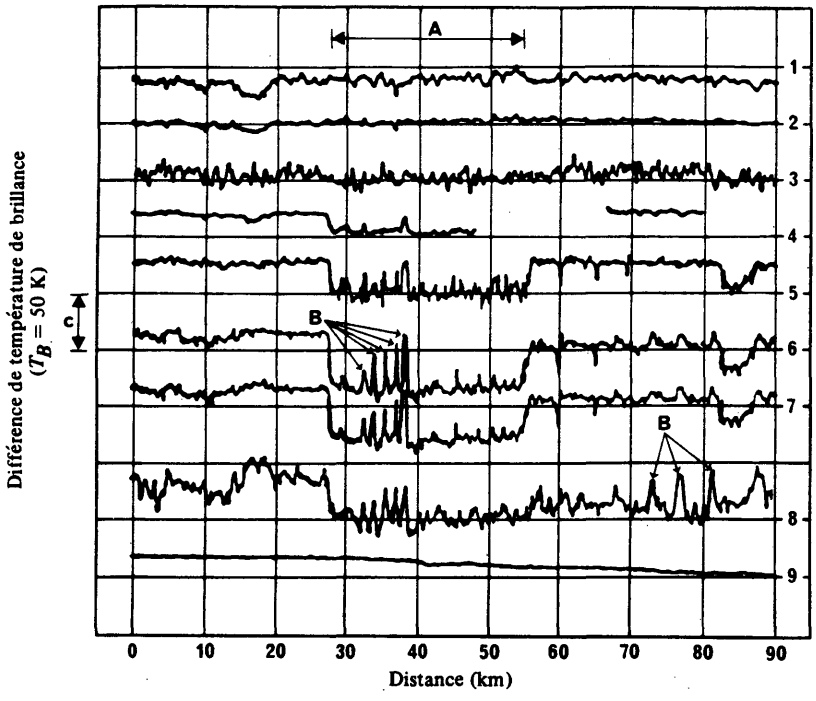


FIGURE 7 – *Fluctuations de la température de brillance de la glace en fonction de la distance d'observation, la longueur d'onde étant prise comme paramètre*

A : banc de glace étendu de formation pluriannuelle
B : amorces de regel
C : température, échelle de différence

Courbe	λ *(cm)*	*Pol.*	*Courbe*	λ *(cm)*	*Pol.*
1 :	21,1	V,H	6 :	0,81	V
2 :	11,2	V,H	7 :	0,81	H
3 :	6,01	V,H	8 :	0,32	H
4 :	2,81	V,H	9 :	10 μm (Infrarouge)	
5 :	1,55	V,H			

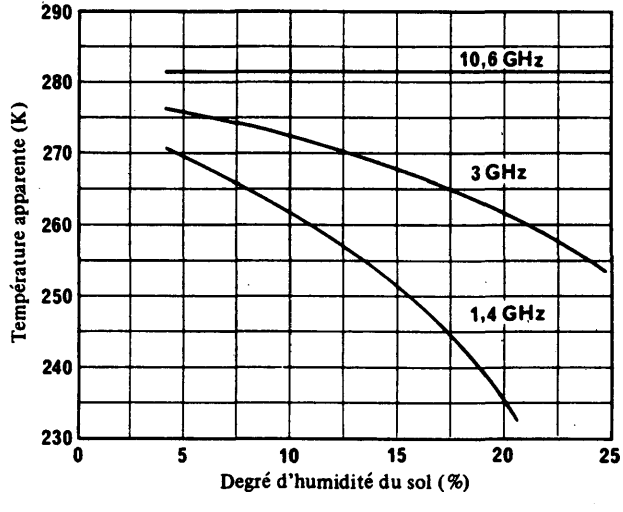


FIGURE 8 – *Variation de la température apparente d'une surface de sol lisse à couverture végétale uniforme en fonction du degré d'humidité du sol, la fréquence étant prise comme paramètre*

Angle d'incidence : 40°
Polarisation verticale
Densité : 5,0 %
Epaisseur de la couverture végétale : 50 cm

5.1.3 *Caractéristiques techniques des détecteurs passifs*

On a procédé à des études pour déterminer les spécifications des détecteurs quant à leur sensibilité, leur résolution spatiale et leur largeur de bande sans balayage [NASA, 1976a et 1976b]. On trouvera dans le Tableau IV un résumé des résultats de ces travaux pour chacune des fréquences préférées figurant dans le Tableau III. On y trouvera aussi la largeur de couverture que l'on peut obtenir avec les largeurs de bande proposées dans le Tableau III, en utilisant des détecteurs à balayage. Il convient de noter que des largeurs de couverture de 185 km entraînent une couverture totale de la Terre en 18 jours environ pour une orbite normale, du type de l'orbite utilisée par la série des satellites Landsat. Il convient de mettre à jour les données à des intervalles plus rapprochés que 18 jours pour pouvoir répondre pleinement aux besoins des spécialistes de l'environnement et des météorologues.

5.2 *Détecteurs actifs*

Les expériences et opérations menées à partir d'aéronefs ou de stations au sol depuis les années 40 ainsi que les expériences effectuées récemment à bord de satellites ont montré qu'il est à la fois possible et profitable d'utiliser des détecteurs actifs à hyperfréquences pour mesurer des paramètres atmosphériques, océaniques et terrestres. Ces détecteurs offrent plusieurs avantages par rapport à ceux qui fonctionnent dans la région visible du spectre et aux détecteurs passifs à hyperfréquences. En plus de leur sensibilité spécifique à plusieurs variables terrestres, océaniques ou atmosphériques (comme l'humidité végétale et la hauteur des nuages), ils permettent par exemple de percer les couches superficielles et la végétation, d'opérer par tous les temps, jour et nuit, d'obtenir une résolution spatiale élevée (radar à ouverture synthétique (SAR)), de renforcer certains aspects en modifiant l'angle d'illumination, enfin de travailler dans des gammes de fréquences étendues indépendantes des émissions à bande étroite dues à certains phénomènes.

Les détecteurs actifs «éclairent» l'objet observé et mesurent l'énergie qu'il réfléchit. S'agissant de recueillir, à partir de l'espace, des renseignements sur la surface de la Terre, le signal émis par le détecteur doit donc traverser deux fois l'atmosphère. Il en résulte que l'absorption et la diffusion des ondes électromagnétiques par l'atmosphère sont importantes à considérer quand on recherche les régions du spectre dont on peut disposer pour utiliser un détecteur actif aux fins de mesures à distance.

Comme l'affaiblissement dû à l'atmosphère n'est important que pour les ondes plus courtes, on fait généralement fonctionner les détecteurs actifs au-dessous de la bande d'absorption de l'oxygène, soit 60 GHz, tout en évitant aussi le voisinage de la raie d'absorption de la vapeur d'eau, soit 22 GHz.

La diffusion par les précipitations et les nuages peut causer plus de difficultés que l'absorption par l'atmosphère. En effet, les échos renvoyés par les gouttelettes d'eau augmentent avec le diamètre de celles-ci et diminuent quand la longueur d'onde augmente. Ainsi, pour les ondes les plus longues, les échos renvoyés par les nuages sont faibles, tandis que les précipitations peuvent donner des échos un peu plus intenses parce qu'elles sont constituées de gouttelettes de plus grand diamètre.

Le satellite Seasat lancé par les Etats-Unis d'Amérique en 1978 était équipé d'un détecteur actif (voir le Tableau II) destiné à étudier la dynamique des océans et leurs propriétés physiques à l'échelle mondiale.

Le programme canadien SURSAT [Department of Energy, Mines and Resources, 1980] entrepris en avril 1977, a été la première étape de l'utilisation de télédétecteurs spatiaux en hyperfréquences pour recueillir des données océanographiques. Ce programme a eu pour conséquence la proposition relative au satellite Radarsat (voir la description contenue dans l'Annexe VI au Rapport 535).

5.2.1 *Considérations générales sur les fréquences à utiliser pour les mesures effectuées à l'aide de détecteurs actifs*

Il est reconnu que les applications les plus importantes des mesures à effectuer à l'aide de détecteurs actifs portent sur ce qui suit:

- l'humidité du sol,
- établissement de cartes de la végétation,
- distribution de la neige, profondeur, teneur en eau,
- établissement de cartes géologiques,
- établissement de cartes de l'utilisation du sol,
- frontières des glaces, profondeurs, types et âges,
- structure des vagues des océans,
- vitesses et directions des vents au-dessus des océans,
- cartographie de la circulation océanographique (courants et tourbillons),
- nappes de pétrole répandues dans les océans,
- établissement de cartes géodésiques,
- taux de précipitation,
- hauteur et extension des nuages,
- pression à la surface du sol.

La NASA [1974] a déterminé un certain nombre de bandes de fréquences que l'on a besoin d'utiliser pour exécuter les mesures dont la liste est donnée ci-dessus.

TABLEAU III – *Bandes de fréquences préférées pour les détecteurs passifs à hyperfréquences*

Fréquence (GHz)	Largeur de bande suggérée (MHz)	Objet des mesures
proche de 1,4	100	humidité du sol, salinité
proche de 2,7	60	salinité, humidité du sol
proche de 5	200	température des estuaires
proche de 6	400	température des océans
proche de 11	100	pluie, neige, glace lacustre, état de la mer
proche de 15	200	vapeur d'eau, pluie
proche de 18	200	pluie, état de la mer, glace marine, vapeur d'eau
proche de 21	200	vapeur d'eau, eau liquide
22,235	300	vapeur d'eau, eau liquide
proche de 24	400	vapeur d'eau, eau liquide
proche de 30	500	glace marine, vapeur d'eau, nappes de pétrole répandues, nuages, eau liquide
proche de 37	1000	pluie, neige, glace marine, vapeur d'eau
proche de 55	250 (multiple)(1)	température
proche de 90	6000	nuages, nappes de pétrole répandues, glace, neige
100,49	2000	oxyde nitreux
110,80	2000	ozone
115,27	2000	monoxyde de carbone
118,70	2000	température
125,61	2000	oxyde nitreux
150,74	2000	oxyde nitreux
164,38	2000	oxydes du chlore
167,20	2000	oxydes du chlore
175,86	2000	oxyde nitreux
183,31	2000	vapeur d'eau
184,75	2000	ozone
200,98	2000	oxyde nitreux
226,09	2000	oxyde nitreux
230,54	2000	monoxyde de carbone
235,71	2000	ozone
237,15	2000	ozone
251,21	2000	oxyde nitreux
276,33	2000	oxyde nitreux
301,44	2000	oxyde nitreux
325,10	2000	vapeur d'eau
345,80	2000	monoxyde de carbone
364,32	2000	ozone
380,20	2000	vapeur d'eau

(1) Plusieurs bandes de 250 MHz chacune.

TABLEAU IV – *Considérations techniques pour les détecteurs passifs installés à bord d'engins spatiaux*

Fréquence (GHz)	Application principale	ΔT_e nécessaire (K)	Résolution (km)	Température de bruit du système (K)	Largeur de bande sans balayage (MHz)	Largeur de bande proposée (MHz)	Largeur de couverture (km)
proche de 1,4	Humidité du sol, salinité	0,1	20	450	42	100	48
proche de 2,7	Salinité, humidité du sol	0,1	2	450	60	60	2
proche de 5	Température des estuaires	0,3	2	450	45	200	9
proche de 6	Température de la surface de la mer	0,3	20	450	5	400	1600
proche de 11	Pluie,(1) neige, glace, vent	1,0	1	1000	60	100	2
proche de 15	Vapeur d'eau, pluie	0,2	2	1000	180	200	2
proche de 18	Pluie, neige, glace, vent vapeur d'eau(1)	0,2	2	1000	180	200	2
proche de 21	Vapeur d'eau, eau liquide	0,2	2	1000	180	200	2
22,235	Vapeur d'eau, eau liquide	0,4	2	1000	45	300	13
proche de 24	Vapeur d'eau, eau liquide	0,2	2	1000	180	400	4
proche de 30	Glace, nappes de pétrole répandues, nuages	0,2	2	1000	180	500	6
proche de 37	Pluie, neige, glace	1,0	1	2300	230	1000	4
proche de 55	Profil de température de l'atmosphère	0,3	10	2300	235	Multiple(2)	10
proche de 90	Nuages, nappes de pétrole répandues, glace, neige	1,0	1	2300	230	6000	26
supérieure à 100	Oxyde nitreux, O_3, CO, H_2O, CLO, température	0,2	1	4300	1850	2000	1

(1) Paramètres fournis pour cette application

(2) Plusieurs bandes aux environs de 55 GHz.

D'autres aspects des recherches sur les détecteurs actifs, en particulier le choix des fréquences à utiliser pour mesurer des paramètres concernant la Terre depuis une plate-forme spatiale, sont présentés ci-après. Il convient de noter que, lorsqu'on cherche à déterminer les fréquences optimales, l'étendue de la gamme de réponse en fréquence pour divers phénomènes étudiés oblige souvent à effectuer des mesures simultanées sur plusieurs fréquences afin de séparer les composantes de l'écho radar provenant de sources différentes.

L'intensité de l'écho radar émis par une surface dépend de la fréquence du radar, de la rugosité de la surface et de ses caractéristiques diélectriques, de l'angle d'incidence et d'aspect, enfin de la microstructure de la couche sous-jacente. Dans chacune des applications énumérées plus haut, l'énergie réfléchie vers le détecteur radar est fortement influencée par au moins un mécanisme de rétrodiffusion associé au phénomène mesuré. Il s'agit en général des éléments suivants: la «rugosité» océanique (utilisée pour l'étude de la structure de l'océan et des vents au-dessus de la surface de la mer); l'absorption par l'oxygène (dont on se sert pour déterminer la pression de surface au-dessus des océans); les variations de la rugosité de la surface et de la constante diélectrique (pour étudier les caractéristiques de la glace, de la neige et les caractéristiques terrestres).

5.2.2 *Détection active des océans et des vents océaniques*

Les études océaniques faites avec des détecteurs actifs consistent essentiellement à déterminer la structure des vagues, à mesurer le vent à la surface de la mer et à étudier les courants océaniques. En général, l'énergie des micro-ondes réfléchies est due à la rugosité de l'océan; plus précisément, l'écho radar dépend des effets de diffraction provenant à la fois des grandes ondes de gravité, de petites ondulations capillaires de tension superficielle qui se superposent aux grandes vagues et de l'écume. L'importance du rayonnement réfléchi dû à chacun de ces effets et observé par un détecteur actif dépend de l'état de la mer et de la technique de mesure active choisie.

Les études théoriques et expérimentales ainsi que les essais pratiques avant lancement du satellite effectués sur plusieurs fréquences de la bande 10 ont montré que, lorsque l'incidence est presque normale, c'est l'action des grandes ondes de gravité qui prédomine alors que celle des ondes capillaires est prédominante lorsque l'angle d'incidence est supérieur à 20° [Wright, 1968]. Ainsi, pour déterminer la rugosité de la mer (qui est fonction des ondulations dépendant dans une large mesure de la brise) ainsi que la dimension et la direction des ondes de gravité de longue durée (structure maritime grossière), on utilise la notion de double composante. Pour l'étude des vents à la surface de l'océan (qui jouent un rôle important dans l'établissement des modèles de prévisions météorologiques), on considère que la rugosité de l'océan permet de connaître les variables concernant le vent, puisque les petits éléments de rugosité qui assurent le transfert de l'énergie du vent à la mer sont au moins presque en équilibre avec le vent. En utilisant des fréquences, des polarisations et des angles d'incidence variables, certains chercheurs ont pu en déduire des détails relatifs au vent à la surface de l'océan, la hauteur des vagues significative et la moyenne quadratique de l'inclinaison des vagues, résultats qui dépassent les possibilités de la détection passive [Claasen et autres, 1973; Price, 1976; Weissman et Johnson, 1977]. Le Tableau V décrit l'historique des études sur le vent effectuées à l'aide de diffusiomètres qui donnent une indication de la rugosité de l'océan à partir des mesures de rétrodiffusion.

L'expérience faite avec le radiomètre/diffusiomètre/altimètre (RADSCAT) à bord de Skylab S-193 visait pour la première fois à rassembler des données en utilisant des systèmes actifs à micro-ondes placés à bord d'un engin spatial. Par la suite, l'altimètre du GEOS-3 a permis des mesures du niveau moyen de la mer et de la hauteur des vagues et le diffusiomètre de Seasat a fourni des données sur la relation entre la rétrodiffusion radar, la rugosité de la surface de l'océan, la vitesse du vent et l'angle d'incidence. Le diffusiomètre de Seasat (14,6 GHz) a pu fournir des estimations du vent au moyen de couples de mesures dans les plans orthogonaux [Price, 1976]. Des expériences ont montré qu'on obtenait une bonne sensibilité à la vitesse du vent à la fréquence 14,6 GHz, utilisée par le diffusiomètre Seasat, et que cette sensibilité diminuait à 1,3 GHz. Le diffusiomètre Seasat utilise la technique de filtrage Doppler et ses besoins en puissance de crête (100 W) et en largeur de bande (800 kHz) sont modérés.

Les SAR se révèlent maintenant prometteurs pour les mesures de la structure grossière de l'océan (hauteur moyenne significative des vagues). Un programme SAR avancé (ASAR) utilisera quatre bandes de fréquences comprises entre 1 et 10 GHz et trois polarisations avec possibilité de zone d'exploration étendue et d'angles d'incidence multiples, afin de poursuivre le développement des SAR. Le SAR de Seasat a recueilli sur la longueur et la durée des vagues de l'océan des données qui sont en cours de traitement [Frost et autres, 1980]. ——— Les nappes d'huile répandues dans les océans suppriment les ondes océaniques de courte longueur d'onde, ce qui permet de distinguer la zone considérée de la surface propre environnante à l'aide de radars imageurs à hyperfréquences. Cette technique, qui s'est révélée réalisable pour la surveillance à partir d'un aéronef des nappes d'huile répandues, peut être appliquée à l'observation par radar à ouverture synthétique (SAR) depuis l'espace [Fujita et autres, 1986].

Les radars de la première génération emploieront probablement une largeur de bande comparable à celle du radar à ouverture synthétique de Seasat (19 MHz), mais il est probable qu'on devra recourir plus tard à de plus grandes largeurs de bande pour améliorer le pouvoir séparateur en distance. En outre, comme il est souhaitable d'avoir de plus grands angles d'incidence et une résolution plus fine, on aura peut-être besoin d'une puissance de crête supérieure à celle qu'emploie le SAR de Seasat (800 W).

TABLEAU V – *Ensemble des expériences concernant la télédétection active de la structure des vagues et des vents à la surface de l'océan*

Type de mesure et organisation	Fréquence (GHz)	Combinaisons de polarisations (1)	Gamme approximative des angles d'incidence (degrés)	Gamme des vents ou vagues
Expériences à bord d'engins spatiaux:				
NASA	13,9	VV, VH, HV et HH	0 à 53	de 2,1 m/s à plus de 28,3 m/s
Expériences à bord d'aéronefs:				
Naval Research Laboratory	1,2; 4,4; 8,9	VV, VH, HV et HH	0 à 89	de 2,1 m/s à 24,7 m/s
NASA	13,3	VV	0 à 60	de 3,1 m/s à plus de 28,3 m/s
NASA	13,9	VV, VH, HV et HH	0 à 50	de 3,1 m/s à 20,6 m/s
CRPE (2)	5,3	VV, VH, HV et HH	0 à 60	0 à 25 m/s
A partir de plates-formes ou de ponts:				
Naval Research Laboratory	9,4; 35	VV	0 à 80	de 0 à 12,9 m/s
CNES	3 à 18	HH, VV, HV et VH	0 à 60	0 à 25 m/s
Mesures dans des bassins:				
Naval Research Laboratory	9,375	VV et HH	10 à 86	Vagues millimétriques de longueurs d'onde de 1,6 à 6 cm

(1) VV: polarisation verticale à l'émission/verticale à la réception
VH: polarisation verticale à l'émission/horizontale à la réception
HH: polarisation horizontale à l'émission/horizontale à la réception
HV: polarisation horizontale à l'émission/verticale à la réception.

(2) Centre de recherches en physique de l'environnement terrestre et planétaire.

On a placé avec succès des altimètres à bord d'un certain nombre de satellites pour étudier les océans. L'altimètre Seasat a été conçu pour fonctionner à 13,5 GHz et pour mesurer la hauteur des vagues océaniques au point subsatellite. ——— Il a fallu une très grande largeur de bande (360 MHz) et une puissance de crête assez élevée (≈ 2,5 kW) pour obtenir une précision de 10 cm. Pour les satellites océanographiques, tels que le satellite Topex-Poseidon, dont le développement en coopération par les Etats-Unis et la France est en cours, ——————— il est nécessaire de recourir à un système d'altimétrie avec, pour la mesure de la distance, une précision globale meilleure que 2 cm. Pour parvenir à ce degré de précision, il faudra supprimer les erreurs de mesure de distance dues au contenu électronique de l'ionosphère qui provoquent des erreurs pouvant aller jusqu'à 22 cm à 13,5 GHz [Goldhirsh et Rowland, 1982]. Un système d'altimétrie à deux fréquences [Goldhirsh et Rowland, 1982] permet d'éliminer l'incertitude de la mesure des distances due à l'ionosphère. Un système d'altimétrie à deux fréquences permet aussi d'effectuer des mesures précises, portant sur des plages continues, du contenu électronique de l'ionosphère, mesures qui ne sont pas actuellement possibles dans de vastes zones océaniques. Une région du spectre séparée de plus d'un octave de la bande 13,4-14 GHz, représenterait un choix approprié pour la deuxième fréquence de l'altimètre. La deuxième fréquence pourrait se situer vers 5 GHz, la fréquence principale demeurant au voisinage de 14 GHz. A terme plus éloigné, on envisage l'emploi de fréquences plus élevées, voisines de 35 GHz. Topex-Poseidon embarque également un altimètre monofréquence réalisé entièrement en technologie état solide.

On peut donc voir que plusieurs fréquences se sont révélées utilisables pour la télédétection active de la structure des vagues de l'océan. En raison de la dynamique importante de la vitesse du vent et de l'absence relative d'effets atmosphériques, il semble que, pour les mesures de la vitesse du vent, on s'oriente de préférence vers les fréquences situées au voisinage de 10 à 15 GHz.

5.2.3 *Télédétection active des surfaces recouvertes de glace*

Les études de champs de glace dans l'Arctique, effectuées à bord d'aéronefs, aux fréquences 400 MHz; 1,2; 9,4; 10; 13,3 et 34,9 GHz [Anderson, 1966; Parashar, 1974] ont montré que les caractéristiques de la glace qui influent le plus sur l'écho radar sont la rugosité de la surface, la microstructure du matériel, la teneur en eau liquide de la glace, la température et le volume d'eau salée. Il ressort de l'ensemble de ces recherches que les caractéristiques suivantes de la glace peuvent à des degrés divers être mesurées au moyen de détecteurs actifs à hyperfréquences: type de la glace (jeune, vieille, etc.), rugosité de la surface, concentration, dimension et nombre des plaques de glace, eaux libres, dérive, topographie superficielle, caractéristiques de pression, épaisseur et changement dans la nature et la distribution des types. D'après ces études, c'est une fréquence dans la bande 10 qui semble convenir le mieux pour déterminer les types de glaces marines. Les radars fonctionnant dans la bande 9 sont utiles pour éclaircir les cas ambigus pour les mesures en glace mince, en particulier lorsqu'ils sont associés à des radars fonctionnant dans la bande 10. On étudie actuellement la possibilité d'employer des fréquences plus élevées.

Pour l'océanoglaciologie, les plus importants détecteurs actifs en hyperfréquence montés à bord de satellites sont le radar à ouverture synthétique, l'altimètre radar et le diffusiomètre radar. Les recherches océanoglaciologiques ont été effectuées principalement par Seasat. D'autre part, les images obtenues par radar aéroporté à ouverture synthétique (1,3 GHz et 9,1 GHz) ont montré que dans certains cas, notamment la cartographie des formations de banquise en mer, il est préférable d'utiliser la fréquence la plus élevée. Toutefois, l'utilisation du radar spatial à ouverture synthétique dans la bande des 9 GHz s'accompagne encore de problèmes et de risques techniques; c'est donc au voisinage de 1,3 GHz ou de 5 GHz qu'on a le plus de chance d'utiliser les radars spatiaux, avec la possibilité de passer à 9 GHz ou même à des fréquences supérieures. La qualité de l'interprétation des images des glaces marines augmente avec la fréquence, mais l'utilité des images, même dans la bande 1,3 est incontestable. Les altimètres ont été utilisés pour mesurer les paramètres des glaces marines ou l'épaisseur de la banquise du Groenland.

La poursuite de l'analyse des données de Seasat permettra de mieux saisir l'utilité de la télédétection active en hyperfréquences pour connaître les caractéristiques de la couche de glace.

5.2.4 *Observations météorologiques*

Les connaissances acquises en matière de mesures des précipitations, des caractéristiques des tempêtes et des champs de pression, effectuées au sol et à bord d'aéronefs pour l'établissement de modèles de prévisions météorologiques, sont actuellement étendues aux systèmes installés à bord de satellites. Ces techniques sont fondées sur l'étude des changements survenant dans l'indice de réfraction par atmosphère claire dus à des paramètres associés à la pluie ou sur les réflectivités différentielles des échos à différentes fréquences. Au cours d'études effectuées avec des radars à polarisation orthogonale et couverture par plusieurs faisceaux étroits à plusieurs fréquences comprises entre 2 et 37,5 GHz [Skolnik, 1974; Goldhirsh et Katz, 1974; Atlas et Ulbrich, 1973; Okamoto et autres, 1982], on a pu mesurer le taux, l'intensité, la distribution spatiale des précipitations, la dimension des gouttelettes et la pression en surface au-dessus des océans ainsi que les mouvements du vent dans les tempêtes. Les résultats d'expériences en vol de mesure de l'intensité de pluie par un système aéroporté de radiomètre/diffusiomètre hyperfréquences, font entrevoir les possibilités qu'offriraient des détecteurs placés à bord de satellites pour le tracé de cartes mondiales de l'intensité de pluie [Okamoto et autres, 1982]. Pour estimer l'intensité de pluie, il est souhaitable de compléter les mesures radar par des données de radiomètres [Masuko et autres, 1981]. Plusieurs facteurs limitent le choix de la fréquence. Il faut choisir une combinaison de bandes qui correspondent à la sensibilité minimale aux précipitations mais qui ne soient pas submergées par l'écho de la Terre aux angles d'observation requis. Seuls des faisceaux d'exploration ponctuels dirigés vers le bas (par opposition aux faisceaux en éventail orientés dans l'azimut ou en travers de la trajectoire) permettent de déduire l'intensité des précipitations des estimations altimétriques de la couche de congélation. Les techniques de mesure des précipitations utilisant plusieurs fréquences permettent de déterminer le taux des précipitations à partir de satellites comme l'a établi une expérience faite au moyen d'un radar à deux fréquences installé à bord d'un aéronef [Menegheni et autres, 1989].

5.2.5 *Emploi de détecteurs actifs pour mesurer la couverture végétale et l'humidité du sol*

L'emploi de détecteurs actifs pour mesurer l'humidité du sol présente de l'intérêt en raison de la résolution spatiale limitée des détecteurs passifs. Le niveau de l'énergie radar réfléchie par le sol dépend de la rugosité et des caractéristiques diélectriques du sol, de la couverture végétale et de l'incidence du faisceau à hyperfréquences émis. Les premières expériences de laboratoire avaient montré que l'humidité du sol modifie sa réflectivité en provoquant des variations de ses caractéristiques diélectriques [Lundien, 1966]. Les courbes de la Fig. 9 représentent les résultats des mesures du coefficient de rétrodiffusion effectuées à bord d'aéronefs indiquant l'influence de l'irrigation sur le coefficient de rétrodiffusion. Habituellement, l'utilisation d'angles d'incidence inférieurs à 45° facilite la distinction entre les échos dus à la rugosité et ceux dus à l'humidité, tandis que la variation des polarisations ne semble guère susceptible d'améliorer les résultats obtenus. Des travaux, exécutés à des fréquences de 4,7; 5,9 et 13,3 GHz [King, 1973; Ulaby et autres, 1974, 1975; Ulaby et Batlivala, 1976] montrent qu'un diffusiomètre de satellite fonctionnant à 4,7 GHz avec des angles d'incidence compris entre 5° et 17° permettrait de distinguer suffisamment les échos dus à l'humidité du sol de ceux dus à la couverture végétale et à la rugosité. Des fréquences supplémentaires sont cependant nécessaires lorsque la couverture végétale intervient ou qu'il faut effectuer des mesures de la couche sous-jacente.

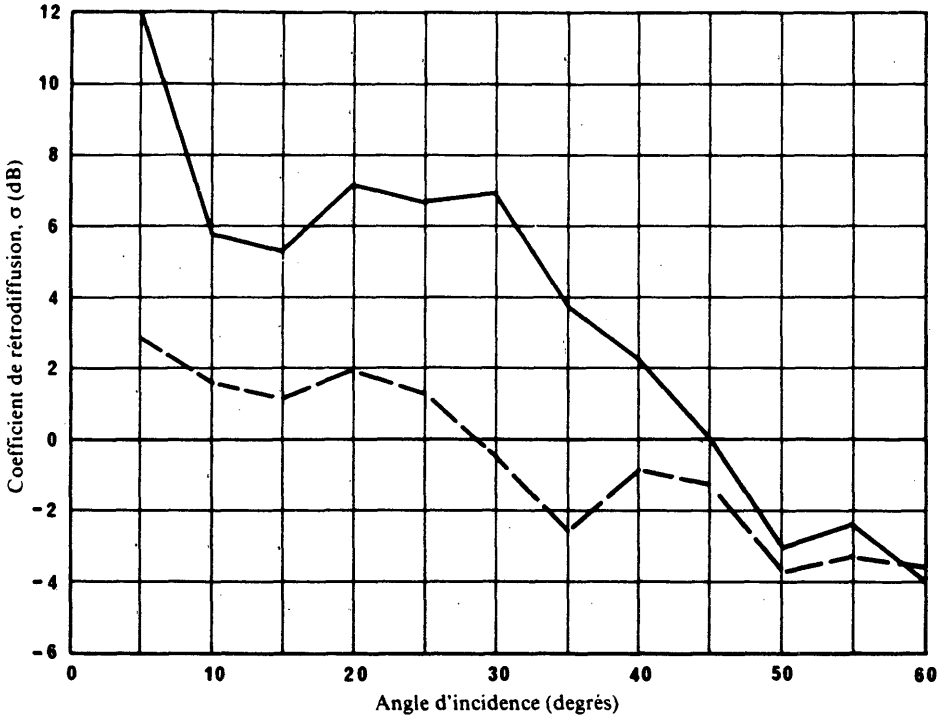


FIGURE 9 – *Relation entre la rétrodiffusion radar et l'humidité du sol pour divers angles d'incidence [King, 1973]*

Fréquence : 13,3 GHz
Polarisation : VV
——— Après irrigation
– – – Avant irrigation

D'autre part, la couverture végétale a constitué un objectif d'étude, en particulier au cours d'expériences sur l'identification des récoltes, dans lesquelles l'écho du sol devient un facteur gênant. On a utilisé aussi bien des imageurs que des diffusiomètres et l'énergie réfléchie par la végétation était rapportée à la rugosité, à l'humidité et aux caractéristiques diélectriques de la végétation ainsi qu'à l'angle de visée. Les résultats obtenus montrent que les satellites peuvent faciliter l'identification, à l'aide de détecteurs actifs, des récoltes et des forêts, des modes d'utilisation du sol (pâturages, forêts, etc.) et des caractéristiques des bassins hydrologiques. Des observations effectuées avec des angles d'incidence élevés (pour réduire le plus possible l'écho du sol) et faisant intervenir des spectres, des polarisations et des temps différents ont fourni des résultats prometteurs aux fréquences suivantes: 1,3; 5,9; 9,0; 9,4; 13; 16 et 35 GHz [De Loor et autres, 1974; Havalick et autres, 1970; Schuchman et Drake, 1974; Ulaby et Moore, 1973]. Au cours des études sur les récoltes entre 8 et 18 GHz [Ulaby et Bush, 1975; Ulaby, 1976], la classification des récoltes a été améliorée en tenant compte des périodes de croissance, en utilisant plusieurs fréquences et en répétant les mesures sur plusieurs semaines. La Fig. 10 montre que la polarisation HH fournit de meilleurs résultats que la polarisation VV; une combinaison des polarisations HH et VV a donné les meilleurs résultats avec une seule fréquence. L'exactitude des statistiques d'identification peut être portée à 91% en utilisant une combinaison de 3 fréquences (8,6, 13,3 et 16,6 GHz).

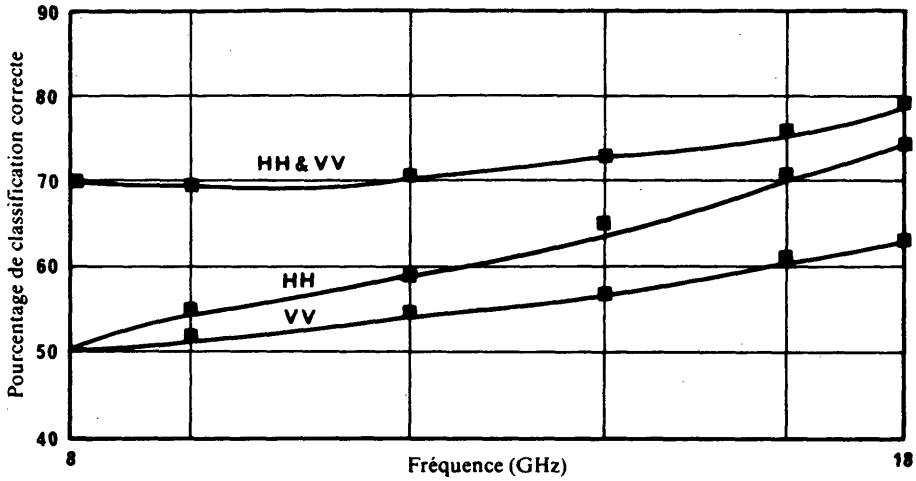


FIGURE 10 – *Exactitude de la classification des récoltes en fonction de la fréquence et de la polarisation [Ulaby, 1976]*

(Résultats fournis par le spectromètre radar)

Récoltes : chaume de blé
luzerne (variété haute)
luzerne (variété courte)
sorgho (variété courte)
sorgho (variété haute)
soja (variété haute)
blé en herbe

5.2.6 *Largeurs de bande nécessaires*

Les largeurs de bande nécessaires pour les détecteurs actifs dépendent du type de détecteur considéré: radar à ouverture synthétique, radar à ouverture réelle, diffusiomètre ou altimètre. Dans tous les cas, elles sont déterminées par le pouvoir séparateur en distance que l'on désire obtenir et données par l'expression:

$$B = \frac{1}{\tau} = \frac{c}{2\Delta R} \frac{1}{\cos \theta_d} \qquad (6)$$

dans laquelle:

B : largeur de bande (Hz),

ΔR : pouvoir séparateur en distance (m),

c : vitesse de la lumière (m/s),

θ_d : angle d'inclinaison du rayon au départ du satellite ou, ce qui revient au même, son angle d'arrivée sur la Terre,

τ : durée d'implusion équivalente (qui équivaut à l'inverse de sa largeur de bande de compression) (s).

A titre d'exemple, le radar à ouverture synthétique monté à bord de Seasat avait un pouvoir séparateur en distance de 25 m et ses paramètres τ et θ_d valaient respectivement 53 ns et 70°. La largeur de bande requise était donc de 19 MHz, soit l'inverse de la durée équivalente de l'impulsion.

Les applications envisagées par les spécialistes de la télédétection qui disposent de radars à ouverture synthétique exigeront des bandes plus larges que les détecteurs actifs dont était muni Seasat. Une largeur de 100 MHz serait compatible avec la grande majorité des applications.

Les altimètres, utilisés dans des applications comme l'établissement de cartes géodésiques, ont besoin d'une plus grande largeur de bande que les autres types de détecteurs actifs. L'altimètre de Seasat avait par exemple une largeur de bande de 360 MHz. Une largeur de bande de 600 MHz, qui permettrait, dans l'avenir, de faire des mesures plus précises, conviendrait pour les altimètres installés à bord de satellites.

5.2.7 *Résumé des fréquences préférées pour les détecteurs actifs*

La technologie relative à la détection active par micro-ondes progresse rapidement quoiqu'il reste encore beaucoup à apprendre dans ce domaine, mais on peut déjà définir un ensemble de fréquences préférées qui satisfont aux normes spécifiques indiquées au § 5.2.2 et permettent les mesures multifréquences qui sont nécessaires pour distinguer les signaux provenant des différentes sources. Pour des raisons de partage (Rapport 695 (Kyoto, 1978)), les bandes spécifiquement destinées aux détecteurs actifs doivent obligatoirement faire partie des bandes partagées avec le service de radiolocalisation. Ainsi, les fréquences à utiliser de préférence pour les mesures des phénomènes examinés dans les § 5.2.2 à 5.2.5 effectuées à l'aide de détecteurs actifs montés à bord de satellites se situent autour de 1, 3, 5, 10, 14, 17, 35 et 76 GHz. Une largeur de bande de 100 MHz convient pour toutes les applications faisant appel à des appareils actifs de télédétection autres que les altimètres. Pour les mesures effectuées à l'aide d'altimètres, une largeur de bande jusqu'à 600 MHz peut être nécessaire pour satisfaire aux normes de précision, mais, à l'heure actuelle, l'utilisation d'une telle largeur de bande n'est possible que dans la bande attribuée aux détecteurs actifs au voisinage de 14 GHz. Une deuxième bande de fréquences, d'une largeur de bande de 600 MHz, permettrait d'obtenir une précision de 2 cm pour ce qui est de l'application des altimètres à l'océanographie. Deux bandes de fréquences qui seraient utiles pour atteindre cette précision se situent, par exemple, vers 5 GHz et 35 GHz. Le Tableau II donne un bref aperçu des caractéristiques des détecteurs actifs à hyperfréquences.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ANDERSON, V. H. [1966] High altitude side-looking radar images of sea ice in the Arctic. Proc. 4th Symposium on Remote Sensing of Environment. University of Michigan, Ann Arbor, Etats-Unis d'Amérique, 845-857.

ATLAS, D. et ULBRICH, C. W. [1973] The use of attenuation and reflectivity for improved measurements of water content and rainfall rate. IVCRM – Colloquium on Fine Scale Structure of Precipitation and E.M. Propagation, Nice, France.

CLAASSEN, J. P., FUNG, A. K., WU, S. T. et CHAN, H. L. [1973] Toward Radscat measurements over the sea and their interpretation. NASA CR-2328.

CRANE, R. K. [1971] Propagation phenomena affecting satellite communication systems operating in the centimeter and millimeter wavelength bands. *Proc. IEEE*, **59**, 173-188.

DE LOOR, G. P., JURRIËNS, A. A. et GRAVESTEIJN, H. [avril 1974] The radar backscatter from selected agricultural crops. *IEEE Trans. Geosci. Electron.*, Vol. GE-12, **2**, 70-77.

DEPARTMENT OF ENERGY, MINES AND RESOURCES [septembre 1980] SURSAT Program Report. Ottawa, Canada.

FROST, V. S., STILES, J. A., HOLTZMAN, J. C. et HELD, D. N. [11 juin 1980] Digital pre-processing of Seasat imagery. IEEE International Conference on Communications (ICC '80), Seattle, WA, Etats-Unis d'Amérique, Conf. Record, Vol. 3, Session 49: Remote sensing with electromagnetic waves, 49.7.1-49.7.5.

FUJITA, M., MASUKO, H., YOSHIKADO, S., OKAMOTO, K., INOMATA, H. et FUGONO, N. [1986] SIR-B Experiments in Japan: Sensor Calibration and Oil Pollution Detection over Ocean, IEEE Trans. Geosci. and Remote Sens., Vol. GE-24, 4, 567-574.

GOLDHIRSH, J. et KATZ, I. [1974] Estimation of raindrop size distribution using multiple wavelength radar systems. *Radio Sci.*, Vol. 9, **4**, 439-446.

GOLDHIRSH, J. et ROWLAND, J. R. [octobre 1982] A tutorial assessment of atmospheric height uncertainties for high-precision satellite altimeter missions to monitor ocean currents. *IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing*, Vol. GE-20, **4**, 418-434.

HAVALICK, R. M., CASPALL, F. R. et SIMONETT, P. S. [1970] Using radar imagery for crop discrimination: A statistical and condition probability study. Remote Sensing of Environment, **1**, 131-142.

HOLLINGER, J. P. et MENNELLA, R. A. [juillet 1973] Oil spills: measurements of their distributions and volumes by multifrequency microwave radiometry. *Science*, **181**, 54-56.

KING, C. [1973] Agricultural terrain scatterometer observations with emphasis on soil moisture variations. CRES Tech. Rep. 177-44. University of Kansas, Lawrence, KA, Etats-Unis d'Amérique.

KRAUS, J. D. [1966] *Radioastronomy.* McGraw-Hill, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

LUNDIEN, J. R. [1966] Terrain analysis by electromagnetic means. Tech. Rep. No. 3-693. Report 2. US Army Engineer Waterways Experiment Station.

MASUKO, H., OKAMOTO, K., YOSHIKADO, S., INOMATA, H., OJIMA, T., FUJITA, M. et FUGONO, N. [1981] Application of the airborne microwave rain-scatterometer/radiometer system to the remote sensing of rains and wind vector measurements over the ocean. Proc. 7th Canadian Symposium on Remote Sensing, 567-578, Winnipeg, Manitoba, Canada.

MENEGHENI, R., NAKAMURA, K., ULBRICH, C.W. et ATLAS, D. [août 1989] Experimental tests of methods for the measurement of rainfall rate using an airborne dual-wavelength radar. Jour. Atmos. Ocean. Tech. Vol. 6, N° 4, p. 637-651.

NASA [1974] Active microwave Workshop NASA SP-376, US Government Printing Office (Stock No. 003-000-0-264-1), Washington, DC, Etats-Unis d'Amérique.

NASA [1976a] Frequency band justifications for passive sensors 1-10 GHz. National Aeronautic and Space Administration, Etats-Unis d'Amérique.

NASA [1976b] Frequency band justifications for passive sensors 10-385 GHz. National Aeronautic and Space Administration, Etats-Unis d'Amérique.

OKAMOTO, K., YOSHIKADO, S., MASUKO, H., OJIMA, T., FUGONO, N., NAKAMURA, K., AWAKA, J. et INOMATA, H. [1982] Airborne microwave rain-scatterometer/radiometer. *Int. J. Remote Sensing*, **3**, 277-294.

PARASHAR, S. K. [1974] Investigation of Radar discrimination of sea ice. University of Kansas Center for Research, Inc. CRES Tech. Rep. 185-13.

PRICE, J. C. [1976] The nature of multiple solutions for surface wind speed over the oceans from scatterometer measurements. Remote Sensing of Environment, **5**, 47-54.

SCHMUGGE, T., GLOERSEN, P., WILHEIT, T. et GEIGER, F. [1974] Remote sensing of soil moisture with microwave radiometers. *J. Geophys. Res.*, **79**, 317-323.

SCHUCHMAN, R. A. et DRAKE, B. [1974] Feasibility of using multiplex SLAR imagery for water resource management and mapping vegetation communities. Proc. Winter International Symposium on Remote Sensing of Environment. University of Michigan, Ann Arbor, Etats-Unis d'Amérique.

SKOLNIK, M. I. [1974] The application of satellite radar for the detection of precipitation. NRL Memorandum Report 2896.

STAELIN, D. H. [1969] Passive remote sensing at microwave frequencies. *Proc. IEEE*, **57**, 427-439.

ULABY, F. T. [1976] Monitoring wheat growth with radar. Photogram. Eng. Remote Sensing, **42**, 4 et 557-568.

ULABY, F. T. et BATLIVALA, P. P. [avril 1976] Optimum radar parameters for mapping soil moisture. *IEEE Trans. Geosci. Electron.*, Vol. GE-14, **2**, 81-93.

ULABY, F. T., BATLIVALA, P. P., CIHLAR, J. et SCHMUGGE, T. [1975] Microwave remote sensing of soil moisture. Proc. Earth Resources Survey Symposium.

ULABY, F. T. et BUSH, T. F. [1975] Corn growth as monitored by radar. RSL Tech. Rep. 177-57. University of Kansas, Lawrence, KA, Etats-Unis d'Amérique.

ULABY, F. T., CIHLAR, J. et MOORE, R. K. [1974] Active microwave measurement of soil water content. Remote Sensing of Environment, **3**.

ULABY, F. T. et MOORE, R. K. [1973] Radar spectral measurements of vegetation. Proc. 1973 ASP-ACSM Joint Fall Convention. Orlando, FL, Etats-Unis d'Amérique.

WEISSMAN, D. E. et JOHNSON, J. W. [1977] Dual frequency correlation radar measurements of the height statistics of ocean waves. *IEEE Trans. Ant.* Prop., Vol. AP-25, **1**, 74-83.

WRIGHT, J. W. [1968] A new model for sea clutter. *IEEE Trans. Ant. Prop.*, Vol. AP-16, **2**, 217-223.

BIBLIOGRAPHIE

DE LOOR, G. P. [1974] Radar ground returns PART III: Further measurements on the radar backscatter of vegetation and soils. Phys. Lab. TNO. Rep. No. PHL-974-05, La Haye, Pays-Bas.

DICKE, R. H., BERINGER, R., KYHL, R. L. et VANE, A. B. [1946] Atmospheric absorption measurements with a microwave radiometer. *Phys. Rev.*, **70**, 340-348.

LONG, M. W. [septembre 1974] On a two-scatterer theory of sea echo. *IEEE Trans. Ant. Prop.*, Vol. AP-22, **5**, 667-672.

SHEMDIN, O. H., LAI, R. J., REECE, A. et TOBER, G. [1972] Laboratory investigation of whitecaps, spray and capillary waves. Tech. Rep. II. Coastal and Oceanographic Engineering Laboratory. Florida University, Etats-Unis d'Amérique.

ULABY, F. T. [mars 1974] Radar measurement of soil moisture content. *IEEE Trans. Ant. Prop.*, Vol. AP-22, **2**, 257-265.

RAPPORT 694-3*

CONSIDÉRATIONS SUR LE PARTAGE DES FRÉQUENCES ET CRITÈRES DE PROTECTION DANS LE CAS DES DÉTECTEURS PASSIFS A HYPERFRÉQUENCES

(Question 12/2; Programme d'études 12B/2)

(1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

Le but du présent Rapport est, d'une part, d'évaluer les possibilités de partage des bandes de fréquences entre les détecteurs passifs à hyperfréquences et les stations d'autres services et, d'autre part, de déterminer les critères de partage lorsque celui-ci est possible.

Des bandes de fréquences comprises dans la portion du spectre radioélectrique s'étendant de moins de 1 GHz jusqu'au-delà de 300 GHz sont nécessaires pour la mise en œuvre des applications des détecteurs à hyperfréquences en cours de réalisation pour l'exploration des ressources terrestres, la météorologie et l'océanographie. La mesure dans laquelle il sera possible d'utiliser ces bandes de fréquences en partage avec d'autres services déterminera les besoins pour des bandes exclusives ou des bandes partagées et influera sur le développement de systèmes de télédétection opérationnels.

Trois méthodes de partage de bandes communes entre détecteurs à hyperfréquences et d'autres services sont possibles:

- fonctionnement simultané,
- partage dans le temps,
- espacement géographique.

Le fonctionnement simultané est préférable car il n'impose aucune contrainte, sur le plan de l'exploitation, aux services qui utilisent la bande de fréquences en partage. Dans les bandes où cette méthode n'est pas applicable, il se peut que les caractéristiques des services utilisateurs permettent le partage dans le temps.

La troisième méthode – espacement géographique entre stations – peut être applicable à certaines opérations de télédétection engagées au-dessus de zones d'étendue limitée, par exemple la mesure de la salinité des eaux d'un estuaire.

On trouvera une analyse plus détaillée des situations de partage, examinées dans le présent Rapport, dans les Annexes au Rapport 694-2, Dubrovnik, 1986.

2. Caractéristiques des détecteurs à hyperfréquences à prendre en considération pour le partage des bandes de fréquences

2.1 *Critères de brouillage préjudiciable*

La sensibilité des radiomètres est généralement exprimée en termes de variation de température discernable (Rapport 224). Cette sensibilité est donnée par:

$$\Delta T_e = \frac{\alpha T_s}{\sqrt{Bt}} \qquad \text{(K)} \qquad (1)$$

où

B : largeur de bande du récepteur (Hz)

t : durée totale de l'observation (s)

α : constante du système de réception

T_s : température de bruit de fonctionnement (somme des composantes de bruit du récepteur rapportée aux bornes de l'antenne et du bruit capté par l'antenne) (K).

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4, 8 et 9.

Le seuil du radiomètre, c'est-à-dire la variation minimale de puissance perceptible, est donné par:

$$\Delta p = k \Delta T_e B \qquad \text{(W)} \tag{2}$$

où k: constante de Boltzmann, $1{,}38 \times 10^{-23}$ J/K.

Il y a brouillage préjudiciable lorsque le niveau du signal brouilleur à l'antenne de réception est comparable à Δp. Le critère utilisé dans la présente analyse est donné par:

$$p_H = 0{,}2\ k \Delta T_e B \qquad \text{(W)} \tag{3}$$

c'est-à-dire que le seuil de brouillage, p_H, est égal à 20% de Δp.

2.2 *Caractéristiques de qualité de fonctionnement des détecteurs*

Les caractéristiques fondamentales des détecteurs qui doivent être connues pour analyser les possibilités de brouillage sont les suivantes:

- seuil de brouillage,
- gain et diagramme de rayonnement de l'antenne,
- exigences de couverture géographique,
- fréquence des mesures,
- résolution spatiale,
- orbite.

3. Méthode d'analyse

Les bandes de fréquences qui conviendraient le mieux pour les détecteurs passifs à hyperfréquences sont énumérées dans la Recommandation 515. La possibilité de les partager entre les détecteurs et les autres services a été analysée bande par bande. Pour ces analyses, on a utilisé les caractéristiques d'équipements types pour les stations des autres services. Dans le cas des bandes pour lesquelles il n'existe pas encore de matériels au point, on a supposé des équipements possibles en se conformant aux recommandations pertinentes du CCIR.

3.1 *Analyse du facteur gain-distance* ($g_t g_r / R^2$)

Le modèle gain-distance est fondé sur une analyse paramétrique de situations de brouillage possibles. La puissance de brouillage préjudiciable, p_H, «vue» par le récepteur du radiomètre passif est donnée par l'équation (3).

Par rapport à la source de brouillage, on a:

$$p_H = \frac{p_t\, g_t\, g_r}{4\pi R^2} \left(\frac{\lambda^2}{4\pi} \right) \tag{4}$$

où

g_t: gain numérique de l'antenne d'émission

p_t: puissance de la source d'émission (W)

g_r: gain numérique de l'antenne de réception

λ: longueur d'onde (m)

R: distance (m).

La formule (4) peut encore s'écrire de la façon suivante:

$$\frac{p_H (4\pi)^2}{p_t \lambda^2} = \frac{g_t g_r}{R^2} \tag{5}$$

Une simulation par ordinateur du terme de droite de l'équation (5) peut être effectuée si l'on connaît les caractéristiques du brouilleur ainsi que le seuil de brouillage et l'orbite du détecteur. L'analyse du facteur gain-distance ($g_t g_r / R^2$) détermine le pourcentage des temps et des surfaces de couverture géographique perdus pour un détecteur à bord d'un engin spatial lorsqu'il se trouve en vue d'une seule station de Terre.

3.2 *Programme d'analyse du brouillage aléatoire*

Le programme d'analyse du brouillage aléatoire a été mis au point en vue de déterminer les effets cumulatifs d'un grand nombre de stations de Terre visibles par un radiomètre à bord d'un engin spatial.

Cette technique comporte l'emploi d'un générateur de nombres aléatoires pour placer les stations de Terre dans le champ de visibilité du radiomètre. Les stations de Terre sont situées, par rapport à la projection du satellite sur la Terre, à des distances prises au hasard sur le grand cercle et leur direction de pointage est également aléatoire. On calcule la puissance de brouillage à l'entrée du radiomètre, compte tenu des antennes des stations de Terre et du radiomètre ainsi que de la distance à l'engin spatial.

Le programme d'analyse du brouillage aléatoire est utilisé pour déterminer la probabilité du brouillage causé à un détecteur en fonction du nombre de stations brouilleuses.

4. Considérations sur le partage des fréquences

Le Tableau I donne les valeurs du seuil de brouillage du détecteur qui correspondent aux bandes de fréquences préférées énumérées dans la Recommandation 515 ainsi que les largeurs de bande à utiliser selon les valeurs du seuil de brouillage. Les valeurs des seuils de brouillage sont déterminées au moyen de la formule (3), les valeurs de ΔT_e figurent dans le Tableau IV du Rapport 693 et les valeurs des largeurs de bande apparaissent dans le Tableau I du présent Rapport ainsi que dans le Tableau III du Rapport 693.

Les paragraphes qui suivent traitent de la possibilité de partager les fréquences entre les détecteurs passifs et les stations d'autres services.

TABLEAU I – *Seuils de brouillage des détecteurs*

Fréquence (GHz)	Seuil de brouillage (dBW)	Largeur de bande (MHz)
Proche de 1,4	–165	100
Proche de 2,7	–166	60
Proche de 5	–158	200
Proche de 6	–158	400
Proche de 11	–156	100
Proche de 15	–160	200
Proche de 18	–152	200
Proche de 21	–160	200
22,237	–155	300
Proche de 24	–157	400
Proche de 30	–156	500
Proche de 37	–146	1000
Proche de 55	–157	250
Proche de 90	–138	6000
Au-dessus de 100	–150	2000

4.1 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et le service fixe*

On a analysé chacune des bandes de fréquence préférées pour les détecteurs passifs en utilisant le programme d'analyse du facteur gain-distance ($g_t g_r / R^2$) et le programme d'analyse du brouillage aléatoire.

On a trouvé que le partage dans le cas de fonctionnement simultané des détecteurs passifs et des systèmes du service fixe n'était généralement pas possible nettement au-dessous de 10 GHz.

Le partage dans le temps avec le service fixe est en général impossible car ce service est de par sa nature habituellement exploité à plein temps. Des exceptions en nombre restreint pourraient cependant exister dans le cas d'un service qui ne fonctionnerait que pendant les heures de jour; les détecteurs pourraient alors fonctionner pendant la nuit de manière à permettre le partage dans le temps.

A l'heure actuelle, il y a de vastes zones de la Terre qui sont exemptes de brouillage dans toutes les bandes en raison de la concentration des emplacements des stations du service fixe. Toutefois, en raison des émetteurs du service fixe, les fonctions de détection ne peuvent être exercées au-dessus de certaines zones de grand intérêt.

Aux fréquences supérieures à 20 GHz, il semble que le partage entre les détecteurs passifs et le service fixe soit possible en raison de l'augmentation de l'affaiblissement dû à l'atmosphère, et des hypothèses prises concernant les caractéristiques techniques du service fixe encore en voie de développement pour lequel l'utilisation de techniques de modulation à large bande et à faible puissance est envisagée. Il se présenterait des petites zones de brouillage lors d'un passage de l'engin spatial à la verticale. Si l'on se fonde sur les hypothèses et sur les analyses effectuées, il apparaît que le brouillage résultant n'aurait que fort peu d'influence sur le fonctionnement des détecteurs passifs.

Le partage des fréquences avec le service fixe fonctionnant à 10 GHz serait possible à condition que la p.i.r.e. maximale d'une station fixe ou d'une station mobile ne dépasse pas 38 dBW et que la puissance fournie à son antenne par l'émetteur d'une station fixe ou mobile ne dépasse pas -1 dBW. Au voisinage de 18 GHz, les résultats de l'analyse basée sur les hypothèses du Rapport 850 montrent que le partage serait possible à condition que le service fixe soit exploité avec des gains supérieurs à 40 dBi (ouverture de faisceau inférieure à 1,6°) et des puissances inférieures à 0 dBW. (Pour les détails concernant l'analyse et les critères du partage au voisinage de 18 GHz, voir le Rapport 850.)

Pour les analyses futures, aux fréquences voisines de 18 GHz, il serait nécessaire de modéliser une artère à grande capacité, orientée nord-sud, pour étudier l'influence des systèmes de distribution de faible capacité et l'influence d'autres valeurs du gain des antennes de Terre.

4.2 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et le service mobile*

Le partage des fréquences au-dessous de 10 GHz entre les détecteurs passifs et le service mobile n'est généralement pas possible.

Au-dessus de 10 GHz, le partage devient de plus en plus possible à mesure que la fréquence augmente. Cependant, dans la gamme 10-20 GHz, il faudra établir des critères de partage si des systèmes mobiles doivent utiliser les attributions aux services fixe et mobile en partage avec des détecteurs passifs. Pour les détails concernant l'analyse et les critères de partage à 18 GHz, voir le Rapport 850.

4.3 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et le service fixe par satellite (espace vers Terre)*

La possibilité de partager les fréquences entre les détecteurs et les émissions des satellites du service fixe par satellite a été analysée au voisinage de 18 GHz et de 37 GHz. Les détails de l'analyse à 18 GHz sont exposés dans le Rapport 850

L'analyse a été faite une première fois dans l'hypothèse que la p.i.r.e. du satellite produirait à la surface de la Terre la puissance surfacique maximale admissible. Le brouillage subi par le détecteur à 18 GHz serait alors supérieur de 10 dB au seuil de brouillage de l'instrument lorsque celui-ci se trouve dans le faisceau principal du satellite. Le partage dans des conditions de fonctionnement simultané serait par conséquent impossible à 18 GHz.

Une analyse a également été entreprise en vue de déterminer des critères convenables qui permettraient le partage entre les détecteurs passifs et les émissions du service fixe par satellite sur le trajet espace vers Terre. On a pu déterminer que le partage serait possible, à condition que le gain de l'antenne du satellite du service fixe soit d'au moins 52 dBi (ouverture de faisceau inférieure à 0,4°) et que la limite de la puissance surfacique soit réduite de 10 dB. D'autres séries de critères de partage sont également possibles (voir le Rapport 850).

Les limites imposées au service fixe par satellite en vue de protéger les détecteurs passifs contre les brouillages nuisibles semblent être compatibles avec les conditions requises par les exploitants de liaisons internationales, INTELSAT par exemple, qui utilisent de grandes stations terriennes ($27 \leqslant G/T \leqslant 40$).

Le partage avec le service fixe par satellite (espace vers Terre) est possible à 37 GHz.

4.4 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et le service fixe par satellite (Terre vers espace)*

Le partage des fréquences entre les détecteurs passifs et les émissions sur le trajet montant des stations terriennes du service fixe par satellite a été analysé au voisinage de 2,6 GHz, 37 GHz et 50 GHz.

Le partage en cas de fonctionnement simultané n'est pas possible à 2,6 GHz car la perte de couverture géographique sous l'influence du brouillage causé par chaque station terrienne atteindrait 27% de la sphère de visibilité. Le partage dans le temps serait possible si l'on admet que le service fixe par satellite n'utilise cette bande que pour écouler, à la demande, un faible volume de trafic.

Aux fréquences voisines de 37 GHz, la perte de couverture géographique causée par une seule station du service fixe par satellite atteindrait 2% de la sphère de visibilité et serait seulement de 0,24% à 50 GHz. Selon les résultats du programme d'analyse du brouillage aléatoire, une perte importante de données se produirait si plus de 15 stations terriennes se trouvaient dans le champ de visibilité du détecteur. Le fonctionnement simultané est possible dans les bandes des 37 GHz et 50 GHz si le service fixe par satellite ne comporte qu'un petit nombre de stations terriennes.

4.5 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et le service intersatellites*

On a analysé la possibilité de partager les fréquences de la gamme de 50 à 70 GHz et celles du voisinage de 115 GHz entre les détecteurs passifs et le service intersatellites. On a examiné trois configurations possibles pour la disposition géométrique des liaisons intersatellites:

- liaisons entre satellites géostationnaires,
- liaisons d'un satellite géostationnaire vers un satellite sur orbite à basse altitude,
- liaisons d'un satellite sur orbite à basse altitude vers un satellite géostationnaire.

Un détecteur à bord d'un engin spatial pourrait rencontrer des zones de brouillage localisées lorsque:

- il traverse le faisceau de poursuite du satellite géostationnaire sur le trajet descendant;
- il se trouve à proximité immédiate du trajet montant de l'émission d'un satellite sur orbite basse;
- il est pointé exactement en direction du satellite géostationnaire (pour un sondeur de limbe).

On ne pense pas que les lobes latéraux de plusieurs satellites du service intersatellites émettant simultanément produiraient un brouillage important.

Les caractéristiques techniques supposées pour le service intersatellites sont fondées sur un modèle théorique.

4.5.1 *Brouillage causé par les liaisons entre satellites géostationnaires*

Il ne pourrait y avoir brouillage que si l'espacement des satellites géostationnaires était supérieur à 70° d'arc de l'orbite. Toutefois, l'orientation du détecteur pointé vers le nadir et des sondeurs de limbe empêchera les couplages d'antennes qui favoriseraient le brouillage. Les détecteurs ne subiraient aucun brouillage.

4.5.2 *Brouillage causé par les liaisons d'un satellite géostationnaire vers un satellite sur orbite à basse altitude*

Un détecteur passif sondeur de limbe pourrait subir du brouillage alors qu'un détecteur passif dirigé vers le nadir n'y serait pas exposé. Dans le premier cas, le brouillage se produirait pendant de courtes périodes de temps si l'antenne du détecteur était pointée vers le lobe principal ou vers les lobes latéraux de l'antenne du satellite géostationnaire. Cette situation ne se présenterait pas fréquemment et serait de courte durée. La perte de données serait négligeable: normalement, moins de 0,02%.

4.5.3 *Brouillage causé par les liaisons d'un satellite sur orbite à faible altitude vers un satellite géostationnaire*

La seule possibilité de création de zones de brouillage étendues serait due au couplage des lobes latéraux de l'antenne du détecteur passif et des lobes latéraux de l'antenne du satellite sur orbite à faible altitude. Il n'y aurait brouillage que si l'espacement des deux satellites était inférieur à 150 km. La probabilité pour que cette situation se produise est pratiquement nulle.

4.5.4 *Conclusion*

Le partage des fréquences sur la base du fonctionnement simultané est possible entre les détecteurs passifs et le service intersatellites.

4.6 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et les services de radionavigation aéronautique et de radiolocalisation*

On a analysé les possibilités de partager les fréquences des bandes voisines de 1,4 GHz, 15 GHz et supérieures à 100 GHz, entre les détecteurs passifs et les services de radionavigation aéronautique et de radiolocalisation.

Dans les services de radionavigation aéronautique et de radiolocalisation, les émetteurs sont normalement des radars du type à impulsion.

On a utilisé le programme d'analyse du facteur gain-distance pour simuler des couplages entre l'antenne d'un détecteur passif et les antennes des émetteurs radar. On a trouvé que la perte de zone de couverture du détecteur passif était de 100% de la sphère de visibilité autour des stations de Terre. Les émetteurs étant normalement nombreux dans les bandes analysées, il en résulte que la détection passive ne serait pas possible dans des zones géographiques de grande étendue.

Le partage des fréquences n'est pas possible entre des détecteurs passifs et le service de radionavigation aéronautique ou le service de radiolocalisation. Une exception à cette conclusion est examinée au § 4.9.

4.7 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et le service de radiodiffusion par satellite*

On a analysé la possibilité de partager les fréquences voisines de 2,6 GHz entre les détecteurs passifs et le service de radiodiffusion par satellite.

Deux trajets de brouillage sont possibles entre un satellite de radiodiffusion et un satellite sur orbite basse. Les signaux brouilleurs pourraient être reçus, soit dans le lobe arrière de l'antenne du satellite sur orbite à basse altitude, soit dans le lobe principal du radiomètre après avoir été réfléchis par la surface de la Terre.

Les calculs effectués pour les cas ci-dessus montrent que le brouillage subi par le détecteur passif serait supérieur de 22 à 33 dB au niveau du seuil de brouillage du détecteur.

Des calculs ont été effectués dans le cas d'un satellite de radiodiffusion dont le gain dans les lobes latéraux est conforme aux Recommandations du CCIR et qui fonctionne à une distance de la position du détecteur égale à trois fuseaux horaires. Les calculs ont montré que le brouillage dépasserait le seuil de brouillage du détecteur. Par conséquent, le partage des fréquences dans le temps n'est pas possible.

Le partage des fréquences entre des détecteurs passifs et le service de radiodiffusion par satellite n'est donc pas possible, ni sur la base du fonctionnement simultané ni sur celle du partage dans le temps. Une réduction des lobes latéraux du satellite de radiodiffusion pourrait peut-être permettre un partage dans le temps sur une petite échelle.

4.8 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et le service mobile par satellite*

On a analysé les possibilités de partager des fréquences des bandes proches de 20 GHz, 37 GHz et 50 GHz entre les détecteurs passifs et les services mobiles par satellite.

4.8.1 *Liaisons espace vers Terre des services mobiles par satellite*

On a calculé les possibilités de partage à l'aide d'un modèle théorique du système du service mobile par satellite, — appliquant les techniques d'étalement du spectre.

On a trouvé que les niveaux de brouillage étaient inférieurs au seuil de brouillage des détecteurs à condition que les satellites des services mobiles ne produisaient pas à la surface de la Terre des puissances surfaciques dépassant -128 dB(W/(m^2 · MHz)) à 20 GHz et -117 dB(W/(m^2 · MHz)) à 37 GHz.

Le partage entre des détecteurs passifs et des systèmes du service mobile par satellite est possible si les satellites du service mobile se conforment aux limites de puissance surfacique indiquées ci-dessus.

4.8.2 *Liaisons Terre vers espace des services mobiles par satellite*

Le niveau maximal de brouillage du détecteur est atteint lorsque celui-ci se trouve dans le lobe principal de la station terrienne du service mobile. Il en résulte des niveaux de brouillage de 40 dB supérieurs au seuil de brouillage du détecteur.

Une analyse du facteur gain-distance montre que près de 2% de la sphère de visibilité du détecteur seraient perdus à 37 GHz dans le cas d'une seule source de brouillage. A la fréquence 50 GHz, la perte correspondante serait de 0,24%.

La perte de données subie par un détecteur passif serait fonction du nombre de stations terriennes des services mobiles par satellite et du pourcentage de temps durant lequel chaque station émettrait.

Le partage entre des détecteurs passifs et des liaisons Terre vers espace du service mobile par satellite est possible, à la condition que les stations terriennes de ce service soient peu nombreuses. Etant donné qu'il en résulterait une perte de couverture géographique et que le nombre de stations terriennes est dans une large mesure inconnu, le partage n'est pas souhaitable; il convient de s'en abstenir.

4.9 *Partage des fréquences entre des détecteurs passifs et des radioaltimètres à bord d'aéronefs*

On a analysé la possibilité de partager la bande de fréquences de 4,2 à 4,4 GHz entre des détecteurs passifs et des radioaltimètres du service de radionavigation aéronautique.

Des altimètres à ondes continues et des altimètres à impulsions fonctionnent dans cette bande. Le niveau moyen de la p.i.r.e. des deux systèmes est approximativement 5 dBW. Les évaluations de l'utilisation future de la bande indiquent qu'environ 50 000 instruments pourraient être en service en l'an 2000. Pour un petit pourcentage d'entre eux, ces instruments pourraient avoir une configuration qui autorise la télémétrie de précision ainsi que l'altimétrie radar (voir le numéro 789 du Règlement des radiocommunications).

Le seuil de brouillage d'un détecteur ne serait pas dépassé à moins que 3000 aéronefs ou plus soient simultanément en vue de ce détecteur, nombre qui dépasse largement les prévisions concernant le nombre maximal de 750 aéronefs en vue au-dessus des zones côtières et des océans. Entre 2000 et 4500 altimètres radar/systèmes de télémétrie de précision répondant aux caractéristiques indiquées dans l'analyse pourraient aussi fonctionner sans dépasser le seuil de brouillage de -158 dBW.

Le partage des fréquences avec les radioaltimètres est par conséquent possible. Le critère de partage est que la puissance moyenne des émetteurs utilisés dans le service de radionavigation aéronautique soit de l'ordre de -5 dBW.

4.10 *Partage des fréquences entre les détecteurs passifs et le service de radioastronomie*

Les seuls brouillages que risque de subir le service de radioastronomie pourraient être dus à une fuite de l'oscillateur local et à l'émission de ce signal par l'antenne de l'engin spatial. Compte tenu des critères de partage avec la radioastronomie, présentés dans le Rapport 224, l'analyse a montré que le service de radioastronomie ne subirait aucun brouillage nuisible. Le partage sur la base du fonctionnement simultané est donc possible.

Les radioastronomes ont proposé que, dans la mesure du possible, les ingénieurs choisissent, pour l'oscillateur local, des fréquences situées dans la partie supérieure des bandes attribuées à la radioastronomie, dans lesquelles on a détecté, à l'aide d'antennes à gain élevé, des émissions de raies provenant de lointaines galaxies (voir la Recommandation 314).

5. Conclusions

Au-dessus de 20 GHz, le partage des fréquences entre les détecteurs passifs et les services fixe et mobile semble possible.

Le partage des fréquences avec le service fixe fonctionnant à 10 GHz n'est possible que si la p.i.r.e. maximale d'une station du service fixe ne dépasse pas 38 dBW et que la puissance fournie à l'antenne d'une station du service fixe ou mobile ne dépasse pas −1 dBW environ. D'autres séries de critères de partage sont possibles. Par exemple, le partage est possible pour une p.i.r.e. de 40 dBW et une puissance maximale de sortie de l'émetteur de −3 dBW, valeurs qui constituent les limites imposées au service fixe dans la bande 10,6-10,68 GHz. Vers 18 GHz, les résultats de l'analyse basée sur les hypothèses du Rapport 850 montrent que le partage est possible avec le service fixe si le gain de l'antenne est d'au moins 40 dBi et la puissance de l'émetteur inférieure à 1 W. Le partage est possible avec le service mobile si la puissance de l'émetteur est inférieure à −5 dBW. Il existe toutefois des systèmes du service fixe fonctionnant dans la gamme des 10 GHz (mais pas dans la bande 10,6-10,7 GHz) qui dépassent les critères d'au moins un ordre de grandeur. En outre, les réglementations actuelles autorisent l'exploitation des systèmes fixe et mobile avec une puissance de 10 dBW à l'entrée de l'antenne, sauf aux fréquences comprises entre 10,6 et 10,68 GHz. Si ces niveaux maximaux admissibles étaient utilisés, le partage serait impossible. Des améliorations ultérieures des prototypes de systèmes fixes prévus pour fonctionner autour de 20 GHz pourraient aussi conduire à des caractéristiques qui dépasseraient les critères. L'analyse montre cependant que beaucoup d'applications des services fixe et mobile sont compatibles avec les critères énoncés.

Bien au-dessous de 10 GHz, le partage des fréquences avec les services fixe et mobile n'est en général pas possible; toutefois, de vastes zones océaniques seront exemptes de brouillages causés aux détecteurs passifs dans les bandes communes.

Entre 15 GHz et 20 GHz, le partage des fréquences est possible, entre liaisons espace vers Terre des services fixes par satellite et mobiles par satellite, à la condition que le gain de l'antenne du satellite du service fixe par satellite soit d'au moins 52 dBi et que la limite de la puissance surfacique soit réduite de 10 dB. D'autres séries de critères de partage sont également possibles (voir le Rapport 850).

Les possibilités de partage des bandes de fréquences entre liaisons Terre vers espace des services fixe par satellite et mobile par satellite sont très limitées; il convient donc de s'abstenir d'utiliser ces bandes en partage chaque fois que possible car la quantité de données perdues dépend grandement du nombre de stations terriennes des systèmes fixe et mobile à satellites.

Le partage avec le service de radiodiffusion par satellite n'est pas possible, mais il se peut que le partage dans le temps soit réalisable sur une petite échelle si l'antenne du satellite de radiodiffusion est munie de moyens perfectionnés de réduction du rayonnement dans les lobes latéraux.

Le partage avec les services de radionavigation aéronautique et de radiolocalisation n'est possible que dans les bandes utilisées exclusivement par les radioaltimètres.

Dans les futures études sur les possibilités de partage entre les détecteurs passifs et les services actifs aux fréquences voisines de 18 GHz, il conviendra d'analyser les facteurs mentionnés dans la conclusion du Rapport 850.

RAPPORT 850-1 *

PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE LES DÉTECTEURS PASSIFS ET LES SERVICES FIXE, MOBILE (SAUF MOBILE AÉRONAUTIQUE) ET FIXE PAR SATELLITE DANS LA BANDE 18,6 A 18,8 GHz

Restrictions minimales à imposer aux autres services afin de garantir un fonctionnement satisfaisant des détecteurs passifs

(Programme d'études 12B/2)

(1982-1986)

1. Introduction

La Recommandation N° 706 de la CAMR-79 demande au CCIR d'étudier le partage entre les services ayant des attributions dans la bande 18,6 à 18,8 GHz afin d'établir des critères de partage permettant d'assurer un fonctionnement satisfaisant des détecteurs passifs sans compromettre le fonctionnement d'autres services susceptibles d'utiliser cette bande de fréquences.

Le présent Rapport est une réponse partielle à la Recommandation N° 706. Il examine en particulier la question des restrictions minimales qui pourraient être appliquées aux services fixe, mobile (sauf mobile aéronautique) et fixe par satellite (espace vers Terre) pour assurer un fonctionnement satisfaisant des détecteurs passifs.

2. Critères de brouillage

Le seuil de brouillage pour un détecteur passif ayant une sensibilité de 1 K et une largeur de bande en radiofréquence de 200 MHz (Rapport 694) est:

$$P_H = 0{,}2\ k\ \Delta T_e\ B = -152 \text{ dBW}$$

où

ΔT_e : sensibilité du radiomètre: 1 K,

k : constante de Boltzmann = $1{,}38 \times 10^{-23}$ J/K,

B : largeur de bande en radiofréquence = 200 MHz.

Un second critère est que, pour assurer un fonctionnement durable des détecteurs passifs, la perte de données causée par des niveaux de brouillage supérieurs au seuil de brouillage doit être inférieure à 5%. Ce chiffre pourrait comprendre les données perdues lorsque l'antenne du détecteur passif est pointée directement vers une source de brouillage, ou inversement, lorsque le détecteur se trouve à l'intérieur du lobe principal d'une source de brouillage.

3. Caractéristiques du détecteur passif

L'orbite du satellite porteur du détecteur passif, utilisée pour les analyses suivantes, est une orbite polaire circulaire de 500 km.

Le diagramme de rayonnement de l'antenne du détecteur est sensiblement meilleur que les diagrammes habituels du CCIR, étant donné que l'un des objectifs de l'antenne du détecteur est de supprimer le plus possible d'énergie à l'extérieur de son faisceau principal. Environ 90% de l'énergie reçue par le détecteur arrive par le faisceau principal. La Fig. 1 représente le diagramme de rayonnement de l'antenne du détecteur. On a choisi un gain d'antenne de 57 dBi, ce qui donne une résolution spatiale de 2 km et une ouverture à mi-puissance du faisceau de 0,16°. Un détecteur peut utiliser plusieurs types différents de modes de balayage. Ces modes sont:

a) balayage dirigé uniquement vers le nadir;

b) balayage conique;

c) balayage en travers de la trajectoire;

d) balayage «push broom».

En balayage, l'angle par rapport au nadir ne dépasse généralement pas 45°. Pour les modes a), b) et c) une seule combinaison antenne/récepteur est utilisée. Le mode «push broom» traite en parallèle chaque élément de résolution dans sa «voie» (zone d'exploration) et par conséquent nécessite de nombreux récepteurs pour couvrir une «voie» donnée.

---

* Le présent Rapport est porté à l'attention des Commissions d'études 4, 8 et 9.

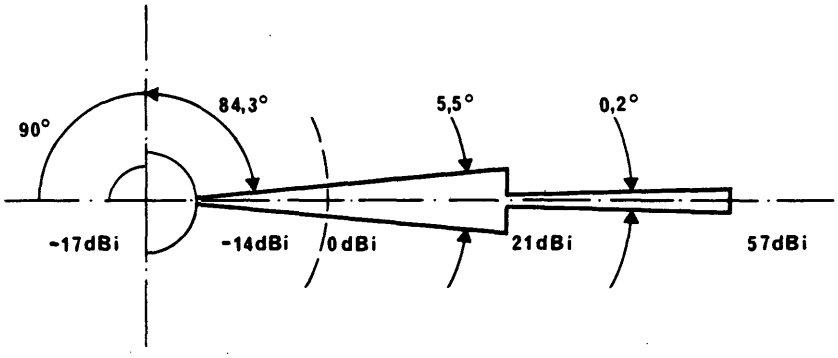


FIGURE 1 – *Diagramme de rayonnement d'une antenne sous-illuminée pour détecteur passif*

Le seuil de brouillage préjudiciable calculé auparavant est de −152 dBW. La moitié de la puissance de brouillage admissible (−155 dBW) a été attribuée aux services fixe et mobile et l'autre moitié au service fixe par satellite. Les caractéristiques du détecteur sont résumées dans le Tableau I.

TABLEAU I – *Caractéristiques du détecteur passif*

Altitude du satellite	500 km
Gain de l'antenne	57 dBi
Résolution	2 km
Ouverture à mi-puissance du faisceau	0,16°
Seuil de brouillage	−152 dBW
Largeur de bande en radiofréquence du récepteur	200 MHz

4. Analyse de la possibilité de partage avec les services fixe et mobile

On a fait une étude paramétrique afin de déterminer les effets des variations de la population, du gain d'antenne et de la puissance d'émission des émetteurs terrestres sur les possibilités de partage. Au lieu d'utiliser une population d'émetteurs répartie de façon aléatoire, on a adopté pour cette étude une distribution plus représentative d'émetteurs groupés autour des 30 plus grandes agglomérations des Etats-Unis et du Canada. Les niveaux de brouillage ont été déterminés pour des populations de 1000, 5000 et 10 000 émetteurs, pour des gains d'antenne de l'émetteur de 0, 10, 20, 30 et 40 dBi, et pour des puissances d'émission de −10, −5, 0, +5 et +10 dBW.

On a mis au point un modèle sur ordinateur afin de déterminer les niveaux de brouillage à l'altitude de l'orbite, pour toutes les combinaisons des variables précitées. Ce modèle a utilisé des azimuts aléatoires pour des directions de pointage de l'antenne de l'émetteur, en admettant une distribution uniforme des caps entre 0 et 360°. Le nombre total d'émetteurs, le gain d'antenne et la puissance de sortie de l'émetteur ont été traités comme des paramètres auxquels on a attribué des valeurs. Pour chaque émetteur visible, on a calculé le brouillage qu'aurait subi un détecteur au centre de chaque cellule de 2° de latitude sur 2° de longitude, en utilisant la différence angulaire entre l'axe de l'antenne et la direction de la cellule à partir de l'émetteur pour déterminer le gain d'antenne de l'émetteur. Les gains d'antenne des émetteurs ont été évalués à l'aide de l'enveloppe approximative des lobes latéraux spécifiée par le CCIR ($52 - 10 \log D/\lambda - 25 \log \varphi$ pour $D/\lambda < 100$, voir le Rapport 391).

Les effets combinés de brouilleurs multiples ont ensuite été ajoutés et comparés avec le seuil de brouillage du détecteur. Il y a trois types de trajet de brouillage, à savoir: faisceaux principaux des antennes de Terre vers les lobes latéraux des antennes du détecteur, lobes latéraux des antennes de Terre vers les faisceaux principaux de l'antenne du détecteur et lobes latéraux des antennes de Terre vers les lobes latéraux de l'antenne du détecteur (voir le Rapport 694). Les cellules dont le niveau de brouillage cumulatif dépassait le seuil de brouillage ont été identifiées comme des zones de perte de données. On a ensuite cumulé, pour chaque combinaison des paramètres d'entrée, la zone totale de perte de données et les résultats sont représentés sur un graphique représenté à la Fig. 2.

Il convient de noter que les modèles de cellules de 2° × 2° surestiment la situation de perte de données pour les calculs avec faible perte de données (< 3%), mais la surestimation n'est pas sensible quand on considère des pertes de données de l'ordre de 5% ou plus. La surestimation est sensiblement réduite pour la région de pertes < 3% quand on considère la diffusion.

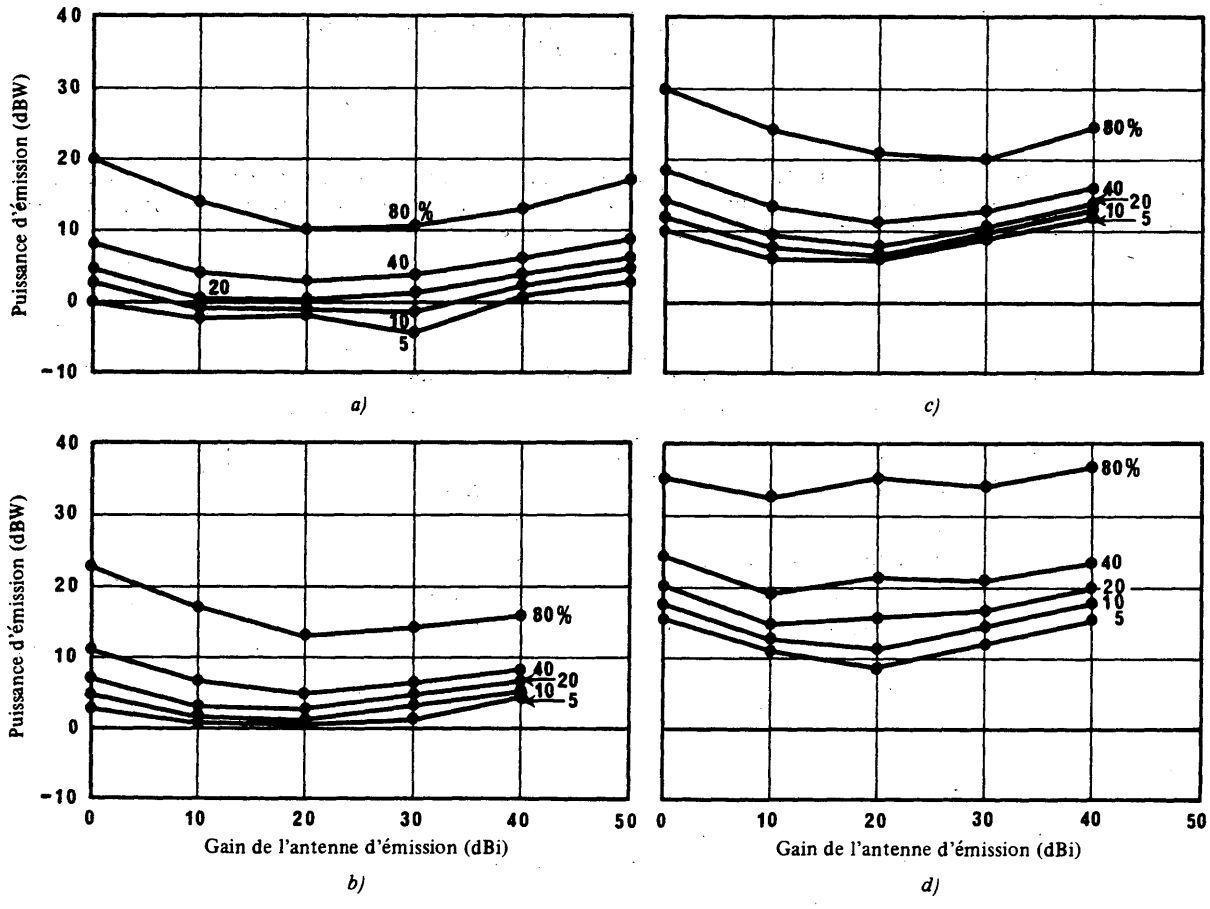


FIGURE 2 – *Diminution de la zone de couverture en fonction de la population, de la puissance et du gain d'antenne des émetteurs du service fixe*

a) 10 000 émetteurs
b) 5 000 émetteurs
c) 1 000 émetteurs
d) 250 émetteurs
Fréquence = 18,6 GHz

4.1 *Analyse des résultats*

La Fig. 2 confirme que, pour une puissance d'émission plus élevée et un plus grand nombre d'émetteurs, il se produit une diminution de la zone de couverture du détecteur.

On peut satisfaire aux critères de brouillage des détecteurs passifs et assurer ainsi le fonctionnement satisfaisant de ces derniers, si les services fixe et mobile utilisent des combinaisons de puissance d'émetteur et de gains d'antenne permettant de maintenir la diminution de la zone de couverture au-dessous d'un niveau de pertes de données de 5%. Par exemple, comme le montre la Fig. 2, les critères des détecteurs seraient satisfaits, avec 10 000 émetteurs en visibilité directe du satellite transportant des détecteurs passifs, si chaque émetteur devait utiliser une puissance d'émission de 0 dBW et un gain d'antenne de 40 dBi.

Les valeurs admissibles de puissance d'émission et de gain d'antenne dépendent de la population totale des émetteurs visibles du satellite transportant le détecteur. Aux Etats-Unis, la bande 18,6 à 18,8 GHz est utilisée par le service fixe privé opérationnel à hyperfréquences. D'après le nombre d'émetteurs qui fonctionnent actuellement dans cette bande et les perspectives concernant l'accroissement de la demande pour ce service, on peut raisonnablement évaluer à 10 000 le nombre total d'émetteurs qui pourraient fonctionner dans cette bande. Aux Etats-Unis, les systèmes existants utilisent des puissances d'émission de -12 dBW et des gains d'antenne de 43 dBi. Comme le montre la Fig. 2, il est possible d'effectuer le partage entre des détecteurs passifs et les systèmes actuels aux Etats-Unis.

Les systèmes fixes ont fait l'objet d'analyses supplémentaires portant sur les systèmes nord-sud à grande capacité, les systèmes de distribution à faible capacité et les effets de la diffusion. L'Annexe I présente une analyse d'un système nord-sud à grande capacité, conçu et en cours d'installation au Japon. L'Annexe II analyse un système de distribution numérique à faible capacité appelé système de terminaison numérique (DTS); l'Annexe III analyse les effets de la diffusion en surface sur la perte de données des détecteurs.

La possibilité de partage des fréquences entre les détecteurs passifs et les systèmes du service fixe s'est révélée indépendante de la longueur et de l'orientation du système du service fixe considéré (voir l'Annexe I).

On a constaté que les systèmes de distribution à faible capacité, dont les paramètres de transmission sont identiques à ceux indiqués à l'Annexe II, ne diminuent pas les possibilités de partage.

Il est montré à l'Annexe III que la diffusion en surface augmente le brouillage subi par les détecteurs passifs. Le brouillage additionnel qui en résulte atteint 75% environ du brouillage sur le trajet direct.

Le type de balayage employé par les détecteurs passifs ne modifie pas les résultats de l'analyse du brouillage.

4.2 *Méthodes possibles de partage**

La Fig. 2 semble indiquer que les systèmes fixes ayant une puissance d'émission s'élevant jusqu'à 0 dBW et une population de 10 000 stations en visibilité directe du satellite transportant le détecteur, permettraient d'assurer le partage avec les détecteurs passifs pour autant que les systèmes fixes utilisent un gain d'antenne minimal de 40 dBi. Si l'on tient compte de la diffusion, la population de stations compatibles se trouve réduite d'environ 45%.

Sur la base des hypothèses utilisées dans le présent Rapport, les résultats de l'analyse semblent indiquer qu'une méthode permettant d'assurer le partage entre les détecteurs passifs et le service fixe dans la bande 18,6 à 18,8 GHz, serait de limiter la puissance d'émission du service fixe à un maximum de 0 dBW, en imposant à l'antenne un gain d'*au moins* 40 dBi.

Le service mobile utilise généralement des antennes hémisphériques à faible gain (3 dBi). On pourrait établir des critères de partage qui permettraient d'assurer le partage entre les détecteurs passifs et le service mobile dans la bande 18,6 à 18,8 GHz, en limitant la puissance d'émission des systèmes mobiles à un maximum de -5 dBW. Il ne serait pas nécessaire de limiter le gain d'antenne ni la p.i.r.e.

5. Analyse de la possibilité de partage avec le service fixe par satellite

Les résultats de cette analyse sont indépendants du pointage de l'antenne du détecteur et donc de la configuration de balayage du détecteur, puisque pour une puissance surfacique (PFD) donnée en surface, la puissance reçue au détecteur est indépendante de la distance. Ce fait sera mis en évidence dans la démonstration qui suit.

Deux trajets de brouillage sont possibles entre un détecteur passif et une liaison du service fixe par satellite (espace vers Terre):

- couplage des signaux du trajet descendant avec le lobe arrière de l'antenne du détecteur, et
- couplage des signaux du trajet descendant avec le lobe principal de l'antenne du détecteur, dû à la diffusion après réflexion sur la surface de la Terre.

---

* Au Japon, des systèmes sont prévus qui peuvent ne pas satisfaire aux critères examinés dans ce paragraphe.

La p.i.r.e. du satellite du service fixe qui causera des brouillages correspondant au niveau du seuil du détecteur, peut se calculer comme suit, dans le cas d'un couplage avec le lobe arrière de l'antenne du détecteur:

Niveau de brouillage du détecteur	-155 dBW
Surface équivalente de l'antenne du détecteur (lobe arrière), (S en m^2); 10 log S =	-63
Par conséquent, puissance surfacique au détecteur	-92 dB(W/m^2)
Affaiblissement par étalement	-162 dB/m^2
p.i.r.e. maximale du satellite du service fixe	70 dBW

La p.i.r.e. maximale que peut avoir un satellite du service fixe sans que se produise de brouillage dans les lobes arrière du détecteur est donc de 70 dBW et la limite de puissance surfacique correspondant à la surface de la Terre serait de -92 dB(W/m^2) dans une largeur de bande du détecteur de 200 MHz. Cette puissance surfacique est inférieure de 10 dB à la valeur obtenue à partir de la limite de -105 dB(W/m^2) dans une bande quelconque de 1 MHz pour des angles d'arrivée supérieurs à 25° au-dessus du plan horizontal, et qui est la valeur autorisée par le Règlement des radiocommunications. Cette comparaison part de l'hypothèse que le satellite du service fixe rayonne uniformément dans toute la largeur de bande de 200 MHz du détecteur.

Le brouillage causé au détecteur par les satellites du service fixe dont la p.i.r.e. est supérieure à 70 dBW se produira chaque fois que le satellite transportant le détecteur se trouvera dans le faisceau principal du satellite du service fixe. Il faut noter également que les calculs ci-dessus correspondent au cas où le satellite doté du détecteur se trouve dans le faisceau principal d'un satellite du service fixe dont la p.i.r.e. totale est de 70 dBW pour une largeur de bande de 200 MHz. Si le satellite doté du détecteur se trouvait dans le faisceau principal de plusieurs satellites du service fixe, la perte de couverture se traduirait pour le satellite du service fixe par une p.i.r.e. de 70 dBW. Le pourcentage de perte de couverture dans les deux cas dépendra de l'ouverture du faisceau de l'antenne du satellite du service fixe et du nombre de satellites du service fixe.

Un problème de brouillage plus grave se pose lorsque le signal du satellite du service fixe est diffusé par la surface de la Terre dans la direction du faisceau principal de l'antenne du détecteur. La puissance de brouillage reçue par le détecteur est:

$$P_R = \left[\frac{P_T G_T}{4\pi R_{TE}^2}\right]\left[\frac{\sigma_0}{4\pi}\right]\left[\frac{A_S}{R_{ER}^2}\right] A_R$$

où:

$P_T G_T$: p.i.r.e. de l'émetteur du satellite du service fixe,

R_{TE}: distance entre l'émetteur du satellite du service fixe et la Terre,

σ_0: coefficient de diffusion,

A_S: aire de l'empreinte de l'antenne du détecteur à la surface de la Terre,

R_{ER}: distance entre la Terre et le récepteur du détecteur,

A_R: surface équivalente de l'antenne du détecteur.

La formule ci-dessus peut être exprimée comme suit:

$$P_R = \left[\frac{P_T G_T}{4\pi R_{TE}^2}\right]\left[\frac{\lambda^2 \pi}{64 \cos \theta_i}\right]\sigma_0$$

où θ_i est l'angle d'incidence de l'antenne du détecteur et λ la longueur d'onde.

Etant donné que le premier terme à la droite des formules ci-dessus représente la puissance surfacique produite par le satellite du service fixe, la puissance surfacique maximale qui ne causera pas de brouillage peut être déterminée à partir de la formule:

$$PFD = \frac{P_R (64 \cos \theta_i)}{\lambda^2 \pi \sigma_0}$$

en remplaçant P_R par le niveau de brouillage du détecteur.

La valeur de σ_0 dépend de l'angle d'incidence, de l'humidité et de l'irrégularité du sol, de la végétation, du type de sol et de l'inclinaison du terrain.

Les résultats de l'Annexe III peuvent être présentés en termes de PFD maximale qui permettrait le partage, en fonction de σ_0. La PFD nécessaire pour maintenir le brouillage en dessous du seuil de brouillage du détecteur, pour un satellite du service fixe à un faisceau (50 dBi), est:

$$PFD = -106 \text{ dB(W/(m}^2 \cdot 200 \text{ MHz))} - \sigma_0$$

Pour $\sigma_0 = -5$ dB (voir l'Annexe III), la PFD maximale serait donc de:

$$PFD = -101 \text{ dB(W/(m}^2 \cdot 200 \text{ MHz))}$$

Pour un satellite du service fixe à 10 faisceaux (de 50 dBi chacun), la PFD admissible devrait être réduite d'encore 3 dB.

5.1 *Zones de perte de données de détecteurs passifs pour des systèmes à satellites du service fixe à couverture mondiale*

Un satellite du service fixe à couverture mondiale fonctionnant à la limite de puissance surfacique fixée par le Règlement des radiocommunications (-105 dB(W/(m^2 · MHz))) causera des brouillages à un détecteur passif se trouvant en un endroit quelconque en visibilité directe. Pour limiter les brouillages à des zones peu étendues, il faudrait fixer à -22 dB la valeur de σ_0 mais comme le montre la Fig. 3, on ne prévoit pas de valeur de σ_0 descendant jusqu'à -22 dB.

Une diminution de la puissance surfacique de 22 dB n'entraînerait de brouillages que pour des valeurs de σ_0 supérieures à 0 dB. De telles valeurs ne peuvent se produire que lorsque les relations géométriques aboutissent à une réflexion spéculaire. Pour cela, il faut que l'antenne du détecteur fasse un angle inférieur à 10° avec la direction spéculaire du signal réfléchi du satellite du service fixe.

L'alignement du faisceau principal du détecteur dans la direction spéculaire du satellite du service fixe se produira rarement et ces zones peuvent encore être détectées à d'autres passages d'orbite où un tel alignement ne se produit pas.

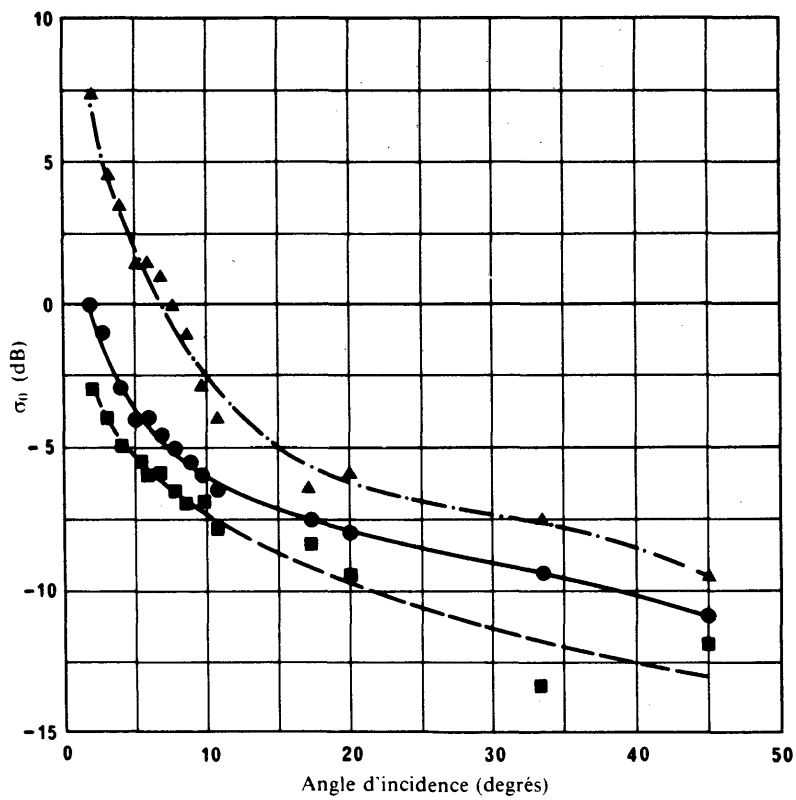


FIGURE 3 – *Coefficient de diffusion différentielle mesuré en divers emplacements des Etats-Unis à l'aide du diffusiomètre S-193 de Skylab, pendant l'été 1973 (Polarisation verticale) [Purduski, 1978]*

5.2 *Zones de perte de données de détecteurs passifs pour un satellite du service fixe à faisceau ponctuel*

Les systèmes du service fixe par satellite à 18 GHz peuvent utiliser des faisceaux ponctuels pour maintenir la puissance d'émission à un niveau accessible et fiable, et pour satisfaire aux conditions de marge de protection contre les évanouissements causés par un affaiblissement dû à une forte pluie.

Aux Etats-Unis [NASA, 1981], on examine un système fixe à satellite expérimental devant fonctionner dans la bande 17,7 à 19,7 GHz et qui comprendrait 10 faisceaux ponctuels pour assurer un service de grande capacité entre les principales agglomérations et deux faisceaux ponctuels de balayage pour assurer un service à plus faible débit. L'ouverture de chaque faisceau serait de 0,3° et le gain de crête de 55 dBi.

Sur la Fig. 4, la zone C représente la zone de perte lorsqu'on applique les limites actuelles de la PFD. Il apparaît clairement que cette vaste zone de perte gênerait considérablement l'exploitation complète du détecteur passif à 18 GHz avec les limites actuellement admissibles de la PFD. Si ces limites étaient réduites de 16 dB, la zone de perte ne serait plus la zone C mais seulement la zone A où l'on trouve des niveaux de PFD atteignant -102 dB(W/(m^2 · 1 MHz)). La perte se produirait indépendamment de l'orientation de l'antenne du détecteur par rapport au sens de la réflexion spéculaire à partir du satellite du service fixe. Si la PFD était encore réduite de 6 dB, soit 22 dB par rapport à la limite actuellement en vigueur, la perte pour le détecteur passif se produirait seulement si l'antenne du détecteur était alignée à ± 10° près sur la direction spéculaire. Si la PFD était encore réduite de 8 dB supplémentaires, cela éliminerait les brouillages même lorsque le détecteur est aligné sur la direction de la réflexion spéculaire à partir du satellite du service fixe.

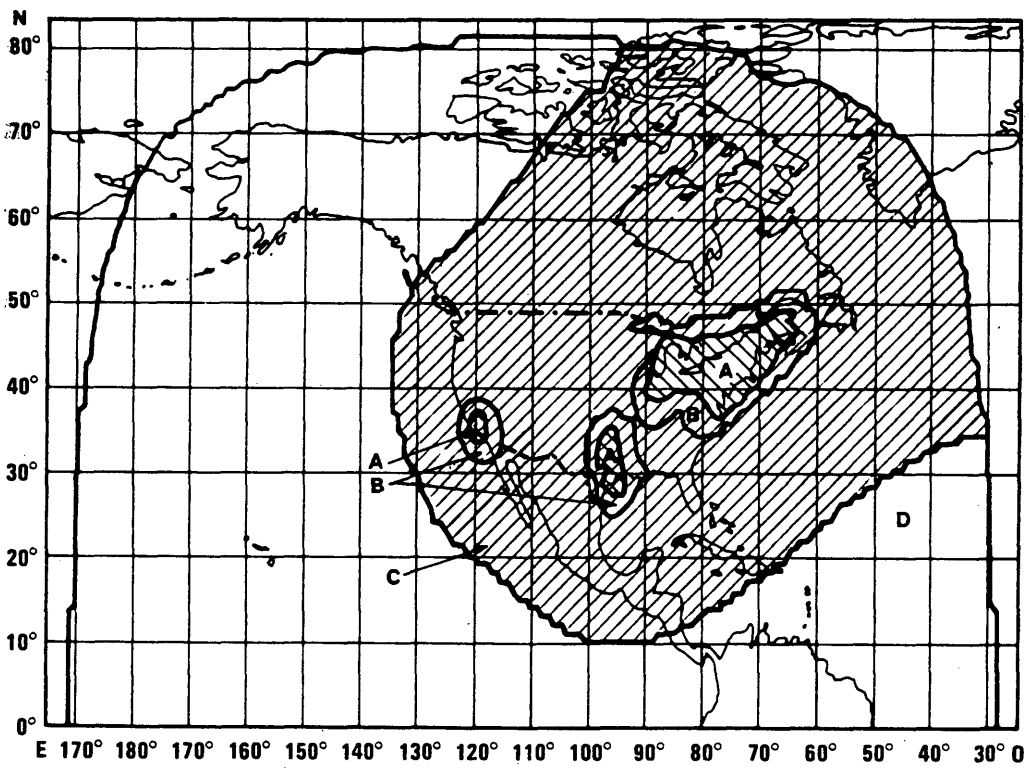


FIGURE 4 – *Contours de puissance surfacique et zones de perte de données des détecteurs passifs imputables au brouillage causé par un système à satellite de dix faisceaux du service fixe*

Zones A: PFD ≥ −108 dB(W/(m² · 1 MHz))
B: PFD ≥ −115 dB(W/(m² · 1 MHz))
C: PFD ≥ −125 dB(W/(m² · 1 MHz))
D: PFD ≥ −135 dB(W/(m² · 1 MHz))

Note. – Les hachures représentent la zone C: zone de perte de données avec les limites actuelles de la puissance surfacique. La zone A est la zone de perte de données pour une puissance surfacique de 16 ou 22 dB au-dessous des limites actuelles.

5.3 *Choix de l'angle de balayage du détecteur en vue de réduire les brouillages au maximum*

Que la méhode de balayage soit conique, en travers de la trajectoire ou du type «push broom», le brouillage de zone étendue n'en sera pas affecté, n'étant pas une fonction de l'angle de vision (voir démonstration, § 5). Il y aurait certaines zones où des données pourraient être perdues en raison de la réflexion spéculaire, même si la PFD était réduite de 22 dB (voir l'Annexe III). Toutefois, ces zones seraient peu étendues et les données pourraient être recueillies à d'autres angles de «vision» s'écartant de la direction spéculaire.

5.4 *Utilisation de canaux de garde du service fixe par satellite pour les détecteurs*

Un plan de disposition des canaux du service fixe par satellite comportant un canal de garde à 18,7 GHz réduirait la puissance surfacique dans la bande 18,6 à 18,8 GHz sans produire d'autres effets sur les systèmes du service fixe par satellite. La Fig. 5 montre la réduction de puissance surfacique qui se produirait entre les canaux avec la réponse du filtre actuellement étudiée aux Etats-Unis pour un système expérimental à satellites encore que ces filtres auraient peu d'effets dans la bande 18,6 à 18,8 GHz.

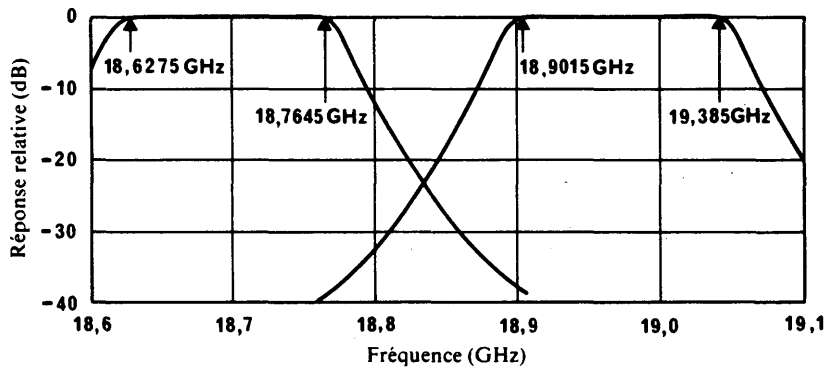


FIGURE 5 – *Réponse du filtre du multiplexeur d'entrée*

5.5 *Méthodes possibles de partage**

L'exploitation de détecteurs passifs dans la bande 18,6 à 18,8 GHz serait gravement compromise par des émissions libres provenant des stations spatiales du service fixe par satellite qui produiraient la puissance surfacique maximale admissible ou voisine de cette valeur.

Afin d'assurer un fonctionnement satisfaisant des détecteurs passifs, il serait nécessaire d'utiliser des puissances surfaciques plus faibles, de minimiser sur la Terre les zones où la puissance surfacique est élevée ou de combiner ces deux mesures.

On pourrait réduire la puissance surfacique en diminuant la p.i.r.e. pour le système du service fixe par satellite ou en adoptant un plan de disposition des voies comportant une voie de garde à 18,7 GHz.

6. Conclusions

Par sa Recommandation N° 706, la CAMR-79 demande au CCIR d'étudier les critères de partage qui pourraient assurer un fonctionnement satisfaisant des détecteurs passifs sans compromettre le fonctionnement des autres services susceptibles d'utiliser la bande 18,6 à 18,8 GHz.

La question des restrictions minimales qui pourraient être appliquées aux services fixe, mobile (sauf mobile aéronautique) et fixe par satellite (espace vers Terre) pour assurer un fonctionnement satisfaisant des détecteurs, a été examinée dans le présent Rapport.

---

* Le système fixe par satellite expérimental envisagé pour fonctionner aux Etats-Unis dans la bande 17,7 à 19,7 GHz produirait des puissances surfaciques inférieures de plus de 22 dB aux niveaux maximaux autorisés par le Règlement des radiocommunications et utiliserait un gain d'antenne d'au moins 52 dBi. Toutefois, les satellites de communication du Japon utilisent actuellement un gain maximal d'environ 40 dBi pour couvrir toute la superficie du Japon. Bien que les satellites existant au Japon produisent également des puissances surfaciques inférieures de plus de 22 dB aux niveaux maximaux autorisés, cette valeur ne peut être confirmée pour des satellites futurs.

Sur la base des hypothèses utilisées dans le présent Rapport, les résultats des analyses semblent indiquer qu'une méthode permettrait d'assurer le partage entre les détecteurs passifs et le service fixe, en limitant la puissance de l'émetteur du service fixe à un maximum de 0 dBW et en imposant à l'antenne un gain d'au moins 40 dBi.

Les restrictions qui permettraient d'assurer le partage entre les détecteurs passifs et les services mobiles dans la bande 18,6 à 18,8 GHz, pourraient être établies en limitant la puissance maximale d'émission des systèmes mobiles à -5 dBW. Aucune autre restriction ne serait nécessaire.

Si l'on part des hypothèses admises dans le présent Rapport, les résultats de l'analyse indiquent qu'une approche pour assurer le partage entre des détecteurs passifs et le service fixe par satellite serait de réduire la PFD admissible dans la bande 18,6-18,8 GHz d'au moins 22 dB, ou d'adopter un plan de canaux assurant au moins 22 dB de découplage.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

NASA [juillet 1981] 30/20 GHz Flight Experiment. System Phase II Final Report. NASA Report CR-165409.

BIBLIOGRAPHIE

PURDUSKI, S. [juin 1978] Distribution tests five percentile values and autocorrelation coefficients of Skylab S-193 overland radar data. RSL Tech. Memo 2923-9, University of Kansas, Lawrence, KA, Etats-Unis d'Amérique.

ANNEXE I

PARTAGE ENTRE DÉTECTEURS PASSIFS ET FAISCEAUX HERTZIENS NORD-SUD A GRANDE DISTANCE

1. Introduction

Dans les analyses du brouillage provenant de systèmes fixes faites dans le présent Rapport, on a modélisé le brouillage causé aux détecteurs spatio-portés passifs par des faisceaux hertziens à courte distance. Comme un système fixe numérique Nord-Sud* de grande capacité, à grande distance, couvrant la bande 18,6-18,8 GHz, a été conçu et partiellement réalisé au Japon [Nakamura et autres, 1977], un modèle de ce système a été développé et une analyse visant à déterminer la compatibilité de ce système avec des détecteurs passifs a été effectuée [Nicholas et autres, 1983]. La présente Annexe I contient les résultats de l'analyse.

2. Description du système fixe japonais à grande distance

Le système fixe japonais est conçu pour fonctionner comme un système à grande distance sur une distance de 2500 km dans la bande 17,7-21,2 GHz. Les stations de répéteurs doivent être séparées par des distances variant entre 2 à 6 km environ sur la longueur du Japon. Les éléments de conception du système comprennent une disposition de fréquences intercalées dans laquelle on utilise des canaux de 320 MHz de large en alternant les polarisations verticale et horizontale. La puissance d'émetteur des stations de répéteurs qui ont été mises en œuvre est de -8 dBW par canal. Les antennes ont un gain d'environ 48 dBi.

3. Description du modèle de brouillage

Le modèle employé est similaire à celui décrit dans le § 4 du présent Rapport. Une région de la Terre englobant le Japon a été divisée en cellules de latitude-longitude $2° \times 2°$. Le nombre d'émetteurs hertziens placés au centre de chaque cellule a été déterminé à partir des informations présentées dans [Nakamura et autres, 1977]. Une population de deux mille faisceaux hertziens fonctionnant dans les deux polarisations, dans la bande des détecteurs passifs de 200 MHz, a été utilisée comme limite supérieure pour l'ensemble du système. On a admis que les antennes d'émission du système avaient un diagramme d'enveloppe des lobes latéraux conforme aux normes CCIR pour le service fixe. On a choisi pour le système de base une direction générale moyenne de 40° à l'est de 0° N, et deux dérivations ont été positionnées à 90° de cette ligne. Les antennes du système fixe étaient pointées à moins de 30° de la direction générale du système de base ou des dérivations.

On a calculé le brouillage qui parviendrait à un détecteur dans chaque position orbitale en vue du système modélisé et on l'a comparé au seuil de brouillage du détecteur de -155 dBW. Les largeurs de canal de 320 MHz et la structure de canaux polarisés se chevauchant ont été incluses dans l'algorithme de calcul. La perte de couverture du détecteur a été déterminée comme décrit dans le § 4 de ce Rapport.

---

* Actuellement, le système japonais est orienté à 40° par rapport au Nord vrai. L'analyse présentée dans [Nicholas et autres, 1983] montre que les résultats présentés dans cette Annexe sont indépendants de la direction générale du système.

4. Résultats concernant la perte de couverture du détecteur

Les résultats de l'étude indiquent que:

- pour la puissance d'émission de −8 dBW par canal, utilisée par le système réel, la perte de couverture du détecteur serait inférieure à 2% pour 2000 émetteurs;
- pour la puissance d'émission de 0 dBW par canal, suggérée comme limite possible dans ce Rapport, la perte de couverture du détecteur serait encore inférieure à 2% pour 2000 émetteurs.

Ces pertes de couverture prévues sont inférieures au niveau de 5% considéré comme acceptable dans ce Rapport.

Comme examiné dans [Nicholas et autres, 1983], lorsque les stations d'émission sont alignées, la perte modélisée des cellules de 2° exagère la perte réelle de couverture du détecteur. Même en tenant compte des contributions de brouillage provenant de la diffusion (voir l'Annexe III), les résultats de l'étude indiquent que la perte de couverture due à un faisceau hertzien Nord-Sud à grande distance avec 2000 répéteurs serait limitée à 0,6% pour des puissances d'émission allant jusqu'à 0 dBW et des gains d'antenne de 48 dBi. La perte de données serait donc sensiblement inférieure au critère donné dans le § 2 du corps de ce Rapport.

5. Analyse des résultats

Comme dans le cas du modèle conçu, dans le présent Rapport, pour des systèmes à courte distance, une augmentation rapide de la réduction de la zone de couverture du détecteur se produit au-dessus d'un seuil de puissance d'émission. Dans les systèmes à courte distance et à grande distance, le seuil se trouve près de 5 dBW pour une population de 2000 émetteurs.

La conclusion essentielle de cette étude est que la faisabilité du partage de fréquences entre détecteurs passifs et systèmes du service fixe n'est pas affectée par la distance couverte par ces systèmes et leur orientation.

Le nombre total d'émetteurs fixes ainsi que leur puissance émise et le gain de leur antenne sont les paramètres critiques pour déterminer la faisabilité du partage, aussi bien pour les systèmes fixes à grande distance orientés Nord-Sud que pour les systèmes à courte distance à orientation aléatoire. La relation qui existe entre ces paramètres et la perte de données du détecteur est analysée dans le présent Rapport.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

NAKAMURA, Y., YOSHIKAWA, T., HOSODA, A. et MUKAI, T. [juin 1977] 20 GHz digital radio-relay system. Conf. Record, Vol. 3, 40.3.88-40.3.92. IEEE International Conference on Communications (ICC '77), Chicago, IL, Etats-Unis d'Amérique.

NICHOLAS, J. et autres [mai 1983] Fixed and fixed satellite sharing with passive sensors in the 18.7 GHz Region. Final Report. Systematics General Corporation, Sterling, VA, Etats-Unis d'Amérique.

ANNEXE II

PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE LES DÉTECTEURS PASSIFS PLACÉS A BORD DE SATELLITES ET LES SYSTÈMES DE TERMINAISON NUMÉRIQUES DANS LA BANDE 18,6-18.8 GHz

1. Introduction

Il serait possible de mettre en œuvre des systèmes mixtes point à point et point à multipoint dans la bande des 18 GHz. On désigne cette architecture par l'expression «système de terminaison numérique» (STN) [Manichaikul et autres, 1983].

Etant donné que les STN ne sont pas encore mis en œuvre et que tous les paramètres à considérer ne sont pas complètement spécifiés, une analyse paramétrique a été faite pour chacune des différentes liaisons STN, sur la base du matériel actuellement utilisé dans le service fixe et des systèmes STN envisagés à 10 GHz. Compte tenu de ces paramètres d'émission, on a utilisé le modèle décrit au § 4 du présent Rapport pour évaluer la faisabilité d'un partage entre les STN et les détecteurs passifs.

2. Description du STN

Un STN comprendrait plusieurs usagers (abonnés) groupés autour d'une station nodale. L'émission vers la station nodale consisterait en une liaison point à point, mais la liaison en sens inverse serait une liaison point à multipoint. Les stations nodales pourraient être interconnectées au moyen d'une liaison point à point caractéristique du service fixe (éventuellement à bonds multiples): on pourrait encore utiliser à cet effet un relais spatial ou une liaison par câble. L'architecture du STN est décrite à la Fig. 6.

On prévoit que les antennes d'abonné auront un gain élevé, de l'ordre de 40 dBi, et que les antennes nodales utilisées pour émettre vers les abonnés seront effectivement omnidirectionnelles en azimut avec un gain de 19 dBi, ce résultat étant obtenu avec plusieurs antennes en secteur dont le gain est de 19 dBi. Pour les émissions nœud à nœud, on utilisera vraisemblablement des antennes identiques à celles d'autres systèmes fixes exploités à 18 GHz, avec un gain d'au moins 40 dBi.

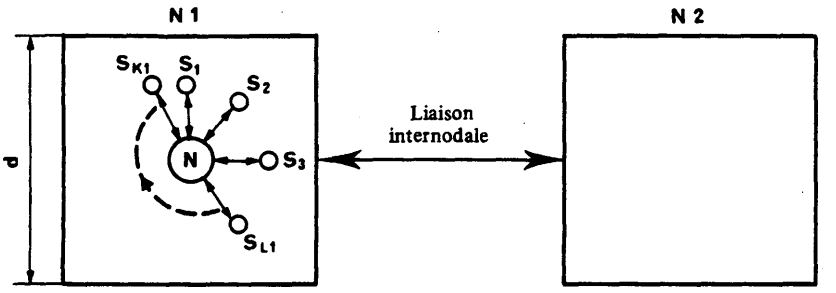


FIGURE 6 – *Architecture du STN*

S_i: abonné 1
N: station nodale
***d*: distance nodale (égale à deux fois le rayon nodal)**

La planification des canaux et la puissance d'émission nécessaire pour un STN exploité à 18 GHz n'ont pas encore été établies. On a donc analysé séparément chaque liaison STN comme si elle était la seule dans la bande 18,6 à 18,8 GHz. La puissance d'émission est une caractéristique décisive pour la distance nodale et la durée des interruptions dans un STN. Des calculs de compromis entre la puissance d'émission, la distance et la durée des interruptions ont été faits avec des paramètres de liaison STN utilisés dans des systèmes fixes actuellement exploités aux Etats-Unis et au Japon. Les paramètres de la liaison STN figurent dans le Tableau II. Le résultat des calculs ainsi que la puissance totale résultante dans la largeur de bande de 200 MHz du détecteur et le nombre de stations nodales compatibles figurent dans le Tableau III.

TABLEAU II – *Paramètre du STN**

Liaison abonné-station nodale:	
Gain (dBi)	40
Durée des interruptions	1% (0,1%)
Marge d'évanouissement	10 dB (20 dB)
Puissance d'émission	0,000025 W/250 kHz (0,00025 W/250 kHz)
Longueur maximale de la liaison (km)	10
Liaison station nodale-abonné:	
Gain (dBi)	19
Durée des interruptions	1% (0,1%)
Marge d'évanouissement	10 dB (20 dB)
Puissance d'émission	0,000025 W/250 kHz (0,00025 W/250 kHz)
Longueur maximale de la liaison (km)	10
Liaison station nodale-station nodale:	
Gain (dBi)	43
Durée des interruptions	0,01%
Marge d'évanouissement	40 dB
Puissance d'émission	0,0015 W/250 kHz
Longueur maximale d'un bond (km)	3

* Pour les liaisons station nodale-abonné et abonné-station nodale, on a supposé qu'une MDP-2 cohérente utilisée avec un rapport P/B de 14 dB (pour une probabilité d'erreur (P_e) $< 10^{-9}$)). La marge d'évanouissement de 10 dB (20 dB) choisie pour ces deux liaisons tient compte d'une durée d'interruption au moins égale à 1% (0,1%) dans les zones hydrométéorologiques A à M (voir les Rapports 382 et 721).

TABLEAU III – *Compatibilité entre les détecteurs et les STN*

Type de liaison STN	Densité de puissance spectrale de l'émetteur/250 kHz	Puissance totale par 200 MHz et par station nodale (W)	Longueur de la liaison (durée des interruptions) (km)	Nombre de stations nodales compatibles (1)
Liaison abonné-station nodale	0,00025 0,000025	0,2 0,02	10 (0,1%) 10 (1%)	> 10 000 > 10 000
Liaison station nodale-abonné	0,00025 0,000025	0,2 0,02	10 (0,1%) 10 (1%)	> 10 000 > 10 000
Liaison station nodale-station nodale	0,0015	1,2	3 (par bond)	10 000

(1) Chaque station nodale représente une utilisation intégrale de la bande considérée (200 MHz) des détecteurs passifs. Par exemple, s'il existait une largeur de bande de 250 kHz pour chaque abonné, on pourrait regrouper 800 abonnés par station. Si les abonnés doivent partager une voie dans le temps, le nombre des utilisateurs du STN est beaucoup plus élevé.

3. Conclusion

Sur la base des paramètres de liaison envisagés pour un STN, le partage serait possible entre des détecteurs passifs et une liaison quelconque. Il serait donc possible également de réaliser le partage avec n'importe quelle combinaison de liaisons dans la largeur de bande de 200 MHz du détecteur passif.

Dans les systèmes STN actuellement examinés au Canada, la durée des évanouissements serait de 0,01% et la marge d'évanouissement de 25 à 30 dB. La compatibilité d'un tel système fixe avec les détecteurs passifs reste à déterminer.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

MANICHAIKUL, Y., SILVERMAN, D. et SZELIGA, J. J. [21 juin 1983] RAPAC – A point-to-multipoint digital radio system for local distribution. Conf. Record, Vol. 2, D4.2.1-D4.2.4. IEEE International Conference on Communications (ICC '83), Boston, MA, Etats-Unis d'Amérique.

ANNEXE III

EFFETS DE LA DIFFUSION DUE AU TERRAIN SUR LE PARTAGE DES FRÉQUENCES AVEC LES SERVICES FIXE ET FIXE PAR SATELLITE

1. Introduction

Dans le présent Rapport (y compris les Annexes I et II), le problème de l'énergie diffusée à partir d'émetteurs du service fixe n'est pas pris en considération et on n'y aborde qu'en termes très généraux l'énergie diffusée à partir des satellites du service fixe. L'analyse de cette Annexe III est fondée sur un modèle récent [Nicholas et autres, 1983], ayant servi pour l'analyse de la diffusion de surface et qui prolonge des travaux effectués par Beckmann [1963].

2. Analyse de la diffusion dans le cas du service fixe

Le terrain sur lequel fonctionnent les émetteurs du service fixe joue un rôle décisif pour évaluer la puissance diffusée vers un détecteur passif. D'après le modèle présenté par Nicholas et autres [1983] et les données fournies par Long [1975], le coefficient de diffusion de surface moyenne normalisée, σ_0, serait d'environ -10 dB pour les zones urbaines et résidentielles. Dans les régions très boisées, le coefficient σ_0 est compris entre -18 et -10 dB. Afin d'obtenir une limite raisonnable, on a retenu un coefficient σ_0 de -10 dB pour effectuer l'analyse suivante.

La puissance reçue par un détecteur installé à bord d'un engin spatial en raison de la diffusion sera:

$$P_R = \Sigma\, P_i = \Sigma\, P_T G_T \cdot \frac{1}{4\pi\left(r_{1i}\right)^2} \cdot \sigma_0\, A_i \cdot \frac{1}{4\pi\left(r_{2i}\right)^2} \cdot G_R\, \lambda^2/4\pi \qquad (1)$$

où:

r_{1i} : distance entre l'antenne d'émission et l'élément de surface de diffusion (m)

r_{2i} : distance entre l'élément de la surface de diffusion et l'engin spatial (m)

P_R : puissance reçue (W)

P_i : puissance reçue en raison de la diffusion à partir d'un élément de surface A_i (W)

A_i : élément de la surface de diffusion (m^2)

$P_T G_T/4\pi(r_{1i})^2$: puissance surfacique reçue par l'élément de la surface de diffusion (W/m^2)

σ_0 : coefficient de diffusion (dB)

$1/4\pi(r_{2i})^2$: affaiblissement par étalement vers l'engin spatial (m^{-2})

$G_R\lambda^2/4\pi$: surface équivalente de l'antenne du détecteur dans la direction de la surface de diffusion (m^2).

La sommation est effectuée sur toute la surface de diffusion A pour évaluer la puissance du signal à l'entrée des lobes latéraux du détecteur, et sur l'aire de l'empreinte du lobe principal du détecteur à la surface de la Terre pour évaluer la puissance du signal à l'entrée du lobe principal du détecteur.

Pour déterminer la puissance surfacique du signal diffusé à la surface de la Terre, il est nécessaire de connaître les contours du gain de l'antenne du service fixe à la surface de la Terre. Pour cela, on a utilisé une antenne typique du service fixe ayant un gain de 40 dBi, pointée horizontalement et surélevée de 20 m par rapport au sol. Les contours de gain de 25, 10, 0 et -5 dBi * sont indiqués à la Fig. 7. La distance de visibilité directe pour une hauteur d'antenne de 20 m est égale à 16 km.

2.1 *Cas des lobes latéraux*

La région de visibilité directe – un cercle de 16 km de rayon – a été divisée en carrés de 0,5 km, 1 km et 2 km de côté, pour effectuer avec précision la sommation sur les contours du gain. Ensuite, la sommation totale des puissances a été calculée sur l'ensemble de la zone A. Dans le cas d'un émetteur du service fixe ayant une puissance de 1 W, il a été constaté que l'on obtenait pour la zone située à l'intérieur des contours de gain (G_T) de 25 dBi une puissance équivalant à la puissance obtenue pour un émetteur de 0,15 W, avec une antenne omnidirectionnelle au centre de la zone A. On obtient pour le reste de l'ensemble de la zone de diffusion 0,10 W avec un total de 0,25 W émis de manière omnidirectionnelle.

Pour le trajet direct allant de l'émetteur de service fixe au détecteur, la puissance associée aux lobes latéraux (-5 dBi) de l'émetteur du service fixe équivaut à celle d'un émetteur de 0,32 W à distribution omnidirectionnelle. Ainsi la diffusion entraînera un accroissement de 2,6 dB du brouillage effectif entre les lobes latéraux et, partant, le nombre d'émetteurs de 1 W qui correspondrait exactement au critère défini dans ce Rapport passera de 10 000 à 5555.

On peut aussi déduire de l'analyse qu'un émetteur en visibilité directe rayonne la moitié de sa puissance vers la surface de la Terre, où une partie de cette puissance est absorbée et une autre diffusée. L'analyse montre que la moitié de la puissance incidente émise vers la surface de la Terre est absorbée et que l'autre moitié est diffusée quand le coefficient σ_0 de la surface du terrain est égal à -10 dB.

2.2 *Cas des émissions du lobe principal du détecteur vers la surface de diffusion*

Indépendamment de l'énergie diffusée, une zone dont la superficie correspond à la résolution du détecteur (2 × 2 km) est «perdue» par brouillage quand le lobe principal de l'antenne du détecteur passif est pointé vers un émetteur du service fixe. La Fig. 7 montre la zone «perdue» par diffusion pour le détecteur, dans les conditions indiquées au § 2.1, et avec un coefficient de σ_0 de -10 dB. Comme l'illustre la zone C, une zone excédant largement 2 × 2 km autour du site est perdue.

---

* Le diagramme d'antenne pour les services fixes est étudié dans le Rapport 614: on notera que le niveau du lobe arrière lointain est fixé à 0 dBi; toutefois, au § 5, une note indique que la valeur de -5 dBi semble être plus appropriée lorsqu'il faut envisager un grand nombre de sources de brouillage à partir d'émetteurs du service fixe.

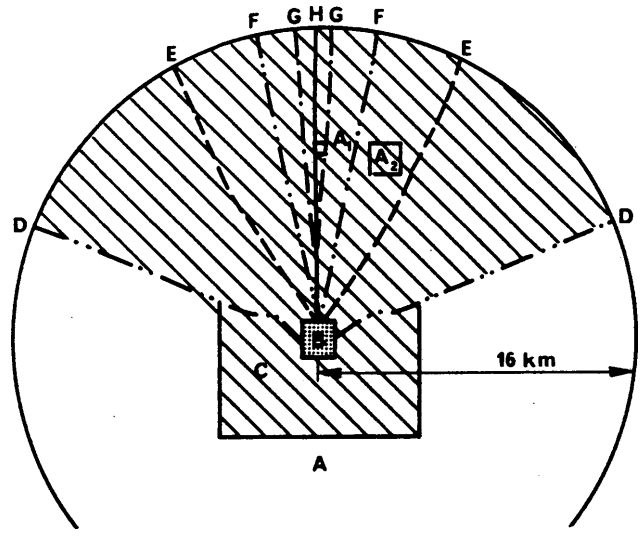


FIGURE 7 – *Intersection des contours de gain et de la surface de la Terre pour une antenne fixe et zone de perte de données du lobe principal du détecteur passif*

A: zone de diffusion

A_1: zone typique (0,5 × 0,5 km)

A_2: zone typique (2 × 2 km)

B: élément de résolution (2 × 2 km) perdu par suite du pointage du lobe principal du détecteur, vers une station du service fixe (pas de diffusion)

C: zone perdue par diffusion quand le lobe principal du détecteur est pointé vers cette zone. (Traits continus parallèles)

D: —·—·— intersection du contour de gain de –5 dBi et de la surface de la Terre

E: — — — contour de gain de 0 dBi

F: —··—··— contour de gain de 10 dBi

G: — · — contour de gain de 25 dBi

H: ——— contour de gain de 40 dBi

Toutefois, les conclusions tirées dans le Rapport restent valables puisque les cellules 2° par 2° (220 × 220 km à l'équateur), qui sont utilisées dans le modèle, amènent à surestimer la perte réelle. La surestimation n'est importante que si l'on considère une perte de zone de faible pourcentage (inférieure à 3%), mais pas pour une perte de zone correspondant à une perte de données de 5% ou plus. La surestimation est bien moins considérable pour la zone de pertes inférieures à 3% quand la diffusion entre en ligne de compte.

3. Analyse de la diffusion dans le cas du SFS à faisceau ponctuel

Le modèle de diffusion de Nicholas et autres [1983] a été utilisé pour évaluer la puissance diffusée à partir de la surface de la Terre pour un satellite du service fixe à 18 GHz.

Dans la bande 8/7 GHz (bande X), les valeurs de σ_0 présentées par Nicholas et autres [1983] indiquent que les surfaces de terrain typiques ont une valeur β_0 comprise entre 6° et 12° et une valeur H comprise entre 1/5 et 1/13. La valeur β_0 est définie comme arc tg$[2\sigma/T]$, où σ est l'irrégularité du sol et T la distance de corrélation horizontale de surface. La valeur H est définie comme $4\pi\sigma/\lambda$. En projetant les valeurs de β_0 et de H à 18 GHz, on obtient des valeurs de β_0 comprises entre 12° et 24°, et des valeurs de H comprises entre 2/5 et 2/13. Les données de rétrodiffusion à 15 GHz fournies par Skylab confirment ces valeurs, avec des valeurs de β_0 comprises entre 12° et 24° et des valeurs de H comprises entre 0,5 et 0,25 [Nicholas et autres, 1983]. Les valeurs de σ_0 obtenues pour toutes les directions tridimensionnelles ont été calculées sur la base de ces valeurs de β_0 et de H, pour des angles d'arrivée à partir d'un satellite du service fixe compris entre 10° et 90°. Le modèle de Nicholas et autres [1983] donne des valeurs de σ_0 comprises entre -25 et $+3$ dB. Pour obtenir une limite raisonnable, on a calculé la valeur maximale de σ_0 dans toutes les directions et on a constaté que σ_0 est inférieur à -5 dB dans toutes les directions sauf dans un intervalle de ± 10° autour de la direction spéculaire, auquel cas on peut écrire que $-5 < \sigma_0 < 3$ dB.

La puissance réfléchie qui sera reçue par un détecteur (en dB) est:

$$P_R = PFD + BW_s + \sigma_0 + A_s + G_s + \lambda^2/4\pi + 1/4\pi R^2$$

où:

PFD : puissance surfacique d'un satellite du service fixe (dB(W/(m^2 · MHz)))

BW_s : largeur de bande du détecteur relative à 1 MHz (23 dB)

σ_0 : section transversale de diffusion de radiodétection normalisée moyenne (dB)

A_s : zone délimitée par une ouverture de faisceau de 3 dB du détecteur et l'intersection avec la surface de la Terre (66 dB(m^2))

G_s : gain de l'antenne du détecteur (57 dBi)

λ^2 : longueur d'onde (-36 dB(m^2))

$1/4\pi R^2$: affaiblissement par étalement (-125 dB(m^{-2}))

La puissance reçue peut ensuite être exprimée sous forme simplifiée:

$$P_R = PFD - 26 + \sigma_0 \qquad \text{dBW}$$

Un niveau de brouillage du détecteur de -155 dBW suppose que le coefficient de σ_0 soit inférieur à -24 dB pour qu'un partage soit possible lorsque la puissance surfacique est de -105 dB(W/(m^2 · MHz)), cette valeur étant la limite actuelle. D'après le modèle de diffusion élaboré pour 18 GHz et les données fournies par Skylab, il est virtuellement impossible d'obtenir ces valeurs. En fait, la valeur de -5 dB est plus caractéristique pour l'immense majorité des surfaces à 18 GHz. Ainsi, une diminution de la puissance surfacique de 19 dB serait nécessaire pour limiter la perte de données correspondant à de petits angles autour de la direction spéculaire. La Fig. 8 représente la zone de perte (A et B) due à un satellite du service fixe dont le gain d'antenne à faisceau ponctuel est 50 dBi et qui fonctionne avec les limites actuelles de puissance surfacique.

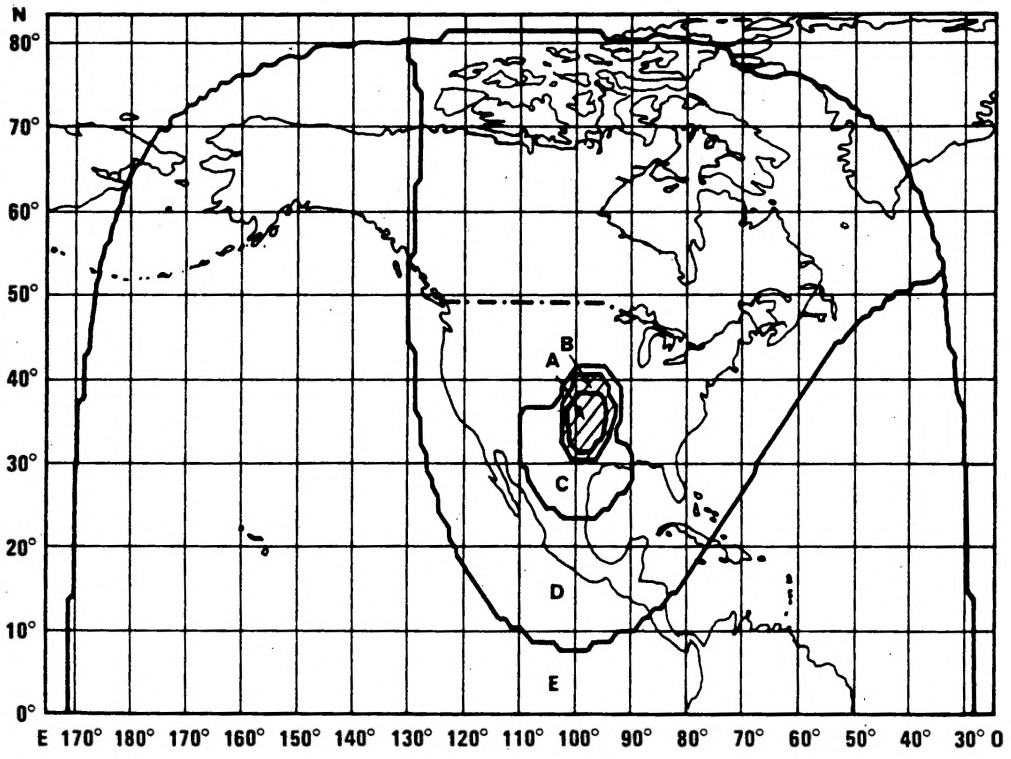


FIGURE 8 – *Contours de puissance surfacique et zones de perte de données correspondant à un système exploité sur la base de la limite de puissance surfacique actuelle avec un faisceau de satellite du service fixe (G_T = 50 dBi)*

Zones A: PFD ≥ -115 dB(W/(m^2 · 1 MHz))
B: PFD ≥ -125 dB(W/(m^2 · 1 MHz))
C: PFD ≥ -135 dB(W/(m^2 · 1 MHz))
D: PFD ≥ -145 dB(W/(m^2 · 1 MHz))
E: PFD ≥ -155 dB(W/(m^2 · 1 MHz))

Note. – Les hachures représentent les zones de perte de données.

Comme un satellite à 18 GHz aurait probablement plus d'un faisceau ponctuel, un système de satellites à 10 faisceaux a été analysé sur la base du système qui a été proposé pour les Etats-Unis et qui est abordé dans le présent Rapport. La Fig. 4 montre que la zone C est la zone de perte en cas de détection effectuée sur la base des valeurs actuelles de la puissance surfacique, avec un détecteur passif. On voit clairement que l'importance de la zone de perte affecterait sérieusement le fonctionnement intégral du détecteur passif à 18 GHz dans le cadre des limites de puissance surfacique actuellement autorisées. En réduisant la puissance surfacique de 16 dB, la surface de perte qui est actuellement la zone C de la Fig. 4 serait ramenée à la zone A dans laquelle on trouve des niveaux de puissance surfacique atteignant -102 dB(W/(m^2 · 1 MHz)). Cette perte interviendrait indépendamment de l'orientation de l'antenne du détecteur par rapport à la direction de la réflexion spéculaire émanant du satellite du service fixe. Une nouvelle diminution de la puissance surfacique de 6 dB, soit 22 dB au-dessous de la limite actuelle, se traduirait par une perte du détecteur passif uniquement lorsque l'antenne du détecteur est alignée dans les limites de $\pm$ 10° par rapport à la direction spéculaire. Une diminution supplémentaire de 8 dB de la puissance surfacique permettrait d'éliminer les brouillages, même lorsque le détecteur est colinéaire avec la direction de la réflexion spéculaire du satellite du service fixe.

4. Conclusions

Dans le cas du service fixe, la diffusion réduit pratiquement de moitié le nombre d'émetteurs qu'il est possible d'exploiter en partage sur la base des critères proposés dans le présent Rapport. Toutefois, il est vraisemblable que ce nombre moins important d'émetteurs continuera de dépasser celui des émetteurs réellement en service dans la zone de visibilité du détecteur. On peut donc conclure à la faisabilité d'un partage sur la base des critères proposés.

Dans le cas du service fixe par satellite, les considérations relatives à la diffusion exigeraient un abaissement de 22 dB de la limite de puissance surfacique pour permettre un fonctionnement satisfaisant des détecteurs passifs. Avec une réduction supplémentaire de 8 dB, on éviterait les brouillages dans la direction spéculaire.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

BECKMANN, P. [1963] *The Scattering of Electromagnetic Waves From Rough Surfaces.* Pergamon Press, The MacMillan Co., New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

LONG, M. [1975] *Radar Reflectivity of Land and Sea.* Lexington Books, D.C. Heath and Co., MA, Etats-Unis d'Amérique.

NICHOLAS, J. et autres [mai 1983] Fixed and fixed satellite sharing with passive sensors in the 18.7 GHz region. Final Report. Systematics General Corporation, Sterling, VA, Etats-Unis d'Amérique.

RAPPORT 987

BROUILLAGE CAUSÉ AUX CAPTEURS PASSIFS A HYPERFRÉQUENCES A BORD D'UN SATELLITE PAR DES SERVICES ACTIFS DANS LES BANDES ADJACENTES ET SOUS-HARMONIQUES

(Question 12/2; Programme d'études 12B/2)

(1986)

1. Introduction

Le présent Rapport a pour objet de présenter les résultats des analyses effectuées pour déterminer la compatibilité entre les capteurs passifs à hyperfréquences montés à bord d'un satellite et les services actifs dans les bandes adjacentes et sous-harmoniques.

Il a fallu pour cela déterminer les caractéristiques types du capteur et du filtre du brouilleur et mettre au point un modèle approprié pour la quantification et l'évaluation du brouillage cumulatif causé aux capteurs.

2. Caractéristiques des capteurs

Les caractéristiques des capteurs et les seuils de brouillage sont donnés dans les Rapports 693 et 694. Les seuils de brouillage fixés dans le Rapport 694 correspondent à 20% du changement de puissance minimal discernable.

On suppose que l'antenne du capteur est sous-illuminée et à haut rendement et que son ouverture de faisceau est conforme aux spécifications du Rapport 693. On suppose qu'elle correspond au modèle indiqué dans le Rapport 850, la puissance reçue se répartissant comme suit: 90% arrivant par le faisceau principal, 7% par les lobes latéraux proches, 2% par les lobes latéraux éloignés et 1% par les lobes arrière.

On n'utilise pas, en général, de filtres d'entrée ou radiofréquences sur les capteurs en raison des niveaux de puissance extrêmement bas qui sont détectés. Les caractéristiques de bande passante d'entrée sont donc déterminées par la largeur de bande FI, l'antenne, le commutateur d'antenne et les caractéristiques de guide d'ondes. On estime que la bande passante d'entrée d'un capteur type peut être modélisée en utilisant la caractéristique de bande passante d'un filtre de Butterworth à 4 pôles. On trouve une description des filtres de Butterworth dans [ITT, 1972].

3. Caractéristiques du brouilleur de Terre

Parmi les données nécessaires pour caractériser les stations types d'émission de Terre, citons: la largeur de bande, la puissance d'émission, le gain du faisceau principal, le nombre d'exemplaires et la bande attribuée à l'intérieur de laquelle on peut trouver tous les exemplaires de la classe de station donnée. Les valeurs de ces paramètres ont été choisies de façon à représenter au mieux toutes les assignations. Si l'on connaît le gain du lobe principal d'une station donnée, on peut prévoir les gains des lobes latéraux avec les diagrammes figurant dans le Rapport 391.

On peut prévoir une limite supérieure pour la puissance de sortie harmonique des stations brouilleuses d'après le tableau des niveaux de puissance maximaux tolérés des rayonnements non essentiels figurant dans l'Appendice 8 au Règlement des radiocommunications. En raison de l'incertitude dans la prévision des caractéristiques de brouillage pour les harmoniques élevés, en particulier de celles des antennes, la présente étude a été limitée aux deux premiers sous-harmoniques des bandes de détection. On a supposé que le gain des antennes jusqu'au troisième harmonique était constant. En effet, l'augmentation de la surface équivalente de l'antenne (mesurée en longueur d'onde) est contrebalancée par l'augmentation des affaiblissements de tolérance de surface d'antenne et par la diminution du rendement des dispositifs d'alimentation de l'antenne en fonction de l'augmentation de la fréquence.

Après avoir examiné le Règlement de l'UIT et la réglementation nationale des Etats-Unis d'Amérique, on a trouvé qu'une caractéristique de filtre de Butterworth à 3 pôles représenterait mieux le spectre brouilleur pour les émissions hors bande. Le nombre et les caractéristiques des brouilleurs utilisés dans l'analyse ont été déterminés à partir de statistiques établies d'après les assignations de fréquence aux Etats-Unis.

4. Caractéristiques d'un brouilleur installé à bord d'un engin spatial

On a trouvé qu'une caractéristique de filtre de Butterworth à 3 pôles pouvait représenter un modèle d'émetteur installé à bord d'un engin spatial.

En ce qui concerne les niveaux de puissance des rayonnements non essentiels, on a supposé que les niveaux donnés dans l'Appendice 8 au Règlement des radiocommunications pouvaient s'appliquer aux services spatiaux.

5. Facteur d'affaiblissement hors bande (FAHB)

On peut définir un facteur d'affaiblissement hors bande, *FAHB*, comme étant la fraction de la puissance de brouillage acceptée par le capteur. Ce facteur prend la forme suivante:

$$FAHB = \frac{\int_0^\infty B(f)\,\mathrm{d}f}{\int_0^\infty A^2(f)\,B(f)\,\mathrm{d}f} \qquad (1)$$

où:

f: fréquence (Hz),

$A(f)$: réponse normalisée en amplitude du récepteur du capteur,

$B(f)$: spectre de brouillage normalisé.

Si à la fois la bande passante du récepteur du capteur et le spectre du brouilleur peuvent être modélisés par une caractéristique de filtre de Butterworth, on a:

$$A^2(f) = \frac{1}{\left(\frac{2(f - f_r)}{B_r}\right)^{2N_r} + 1} \qquad (2)$$

$$B(f) = \frac{1}{\left(\frac{2(f - f_i)}{B_i}\right)^{2N_i} + 1} \qquad (3)$$

où:

B_r: bande passante à -3 dB du récepteur (Hz)

N_r: nombre de pôles du filtre du récepteur

f_r: fréquence centrale du récepteur (Hz)

B_i : largeur de bande à -3 dB du brouilleur (Hz)

N_i : nombre de pôles du filtre du brouilleur

f_i : fréquence centrale du brouilleur (Hz).

Afin de calculer ces intégrales en utilisant des techniques de calcul numériques, on suppose que le filtre du récepteur présente une réjection maximale de 70 dB. De même, on suppose que la puissance du brouilleur se trouve confinée dans une largeur de bande égale à $\pm$ 10 fois sa largeur de bande à -3 dB.

La Fig. 1 montre le rapport qui existe entre le FAHB, le nombre de pôles du filtre du récepteur et la bande de garde (c'est-à-dire l'intervalle qui sépare les largeurs de bande à -3 dB du capteur et du brouilleur) pour un brouilleur présentant les caractéristiques indiquées. Un nouvel ensemble de courbes est nécessaire pour chaque combinaison différente de largeur de bande du récepteur et du brouilleur.

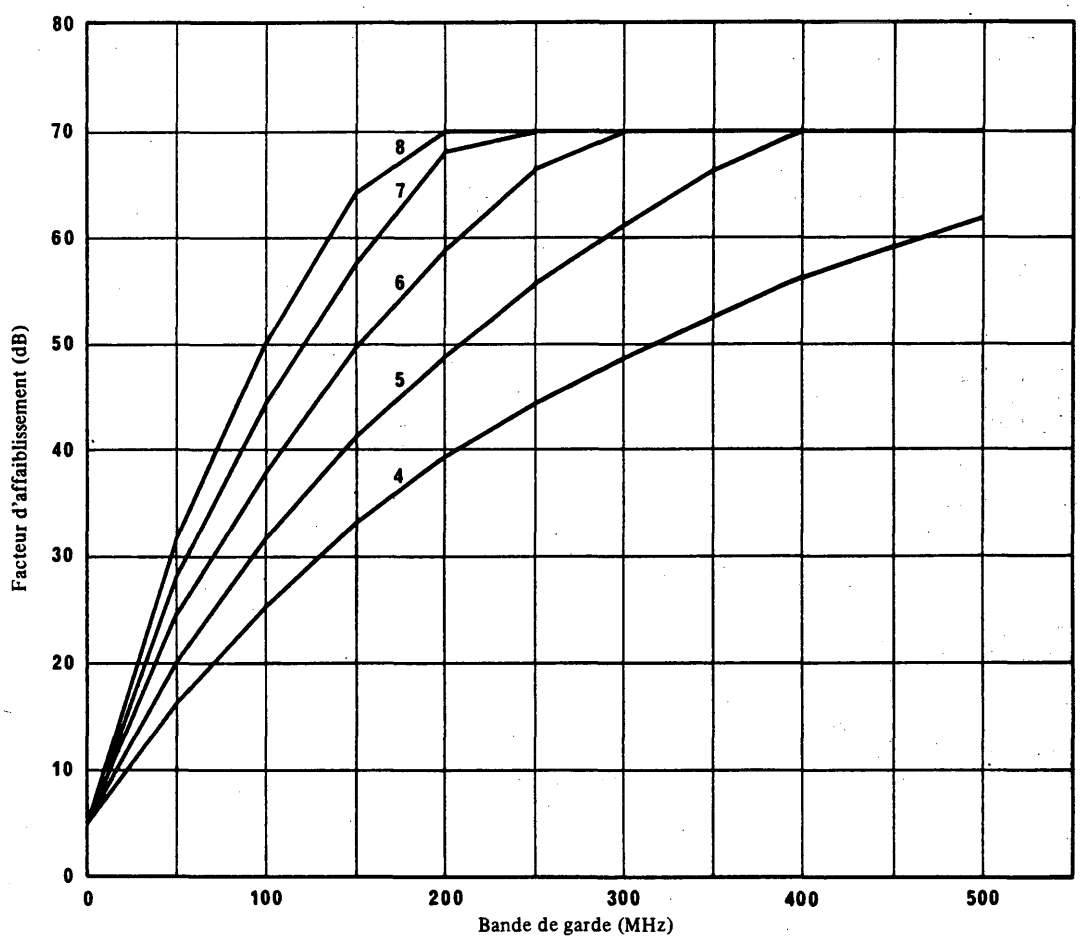


FIGURE 1 – *Facteur d'affaiblissement hors bande pour un brouilleur de largeur de bande 20 MHz (récepteur de largeur de bande 200 MHz avec des caractéristiques de filtre Butterworth de 4 à 8 pôles; spectre brouilleur modélisé par des caractéristiques de filtre Butterworth à 3 pôles)*

6. Modes de brouillage

Le présent Rapport analyse les niveaux de brouillage causé aux capteurs passifs par des stations de Terre et des stations spatiales en utilisant des techniques semblables à celles décrites dans le Rapport 694. Le brouillage provenant des stations de Terre est calculé à l'aide d'un modèle de distribution uniforme.

6.1 *Modes de brouillage dans le cas des stations d'émission de Terre*

On distingue trois modes de brouillage différents à analyser. Un brouillage peut se produire lorsqu'un émetteur de Terre se trouve à l'intérieur du faisceau principal ou dans les lobes latéraux proches de l'antenne du capteur. Un brouillage peut également se produire lorsque le faisceau principal d'un émetteur de Terre illumine le capteur. Dans ces deux cas, un seul émetteur peut provoquer la perte de données au-dessus de la petite zone de la

Terre située à l'intérieur du faisceau du capteur pendant la durée du brouillage. Afin de déterminer s'il y a brouillage, l'affaiblissement d'étalement et le FAHB sont déterminés pour la puissance émise par le brouilleur afin de calculer la puissance de brouillage reçue par le capteur. Cette puissance est ensuite comparée avec le seuil de brouillage pour savoir s'il y a brouillage préjudiciable. Afin de connaître la proportion de zone perdue pour la télédétection, on calcule la somme des différentes zones perdues que l'on compare ensuite avec la surface totale.

Le troisième mode de brouillage fait intervenir une faible contribution au brouillage provenant de tous les émetteurs en visibilité directe du capteur. Des calculs analogues à ceux mentionnés ci-dessus permettent de calculer la puissance de brouillage émise par chaque émetteur et l'on effectue la somme des contributions de chacun des brouilleurs afin de voir si le seuil de brouillage nuisible se trouve dépassé. Si ce seuil est dépassé, la totalité de la zone visible est perdue.

6.2 *Modes de brouillage dans le cas de stations d'émission spatiales*

On tient compte de deux modes de brouillage dans l'évaluation du brouillage causé par des stations spatiales: le brouillage causé au lobe arrière du capteur par le lobe principal du brouilleur et le brouillage causé au lobe principal et au premier lobe latéral du capteur par l'énergie réfléchie à partir de la Terre. Le Tableau I donne un exemple de calcul des niveaux de puissance de brouillage appliqués à un capteur et causés par la station spatiale d'un service fixe.

TABLEAU I – *Brouillage de bande adjacente causé par le service fixe par satellite dans la bande du capteur à 18 GHz*

Contribution du lobe arrière				
p.i.r.e. du brouilleur (y compris FAHB) (dBW)		26,4		
Affaiblissement par étalement (dB(m^2))		−162,0		
Surface équivalente du lobe arrière (dB(m^2))		−63,5		
Puissance reçue (dBW)		−199,1		
Contribution du lobe principal et des lobes latéraux proches				
p.i.r.e. du brouilleur (y compris FAHB) (dBW)		26,4		26,4
Affaiblissement par étalement vers la Terre (dB(m^2))		−162,0		−162,0
Affaiblissement de réflexion (dB)		−8,0		−8,0
Affaiblissement par étalement ($4\pi R^2$, R en m) de la Terre vers l'orbite basse		−125,0		−125,0
Empreinte du capteur (dB(m^2))	lobe principal	65,0	lobes latéraux proches	79,0
Surface équivalente (dB(m^2))	lobe principal	13,1	lobes latéraux proches	−11,9
Puissance reçue (dBW)	lobe principal	−190,5	lobes latéraux proches	−201,5
Puissance totale reçue (dBW)		−190,2		

7. Résultats

7.1 *Brouillage causé par des stations de Terre*

A l'aide des modèles décrits précédemment, on a évalué le brouillage causé par les bandes adjacentes et sous-harmoniques aux capteurs passifs à hyperfréquences dans des conditions représentatives de celles des Etats-Unis. Pour les récepteurs de capteurs qui ont des caractéristiques d'un filtre de Butterworth à 4 pôles, les niveaux de brouillage total causé par les stations de Terre dans les bandes adjacentes et sous-harmoniques sont indiqués dans le Tableau II. Chaque rangée du Tableau II indique la bande de fréquences du capteur brouillée, le seuil de brouillage (extrait du Rapport 694), le niveau calculé de la puissance de brouillage total dans les lobes latéraux éloignés du capteur (mode 3) et le pourcentage de zone de perte. Dans les cas où la puissance de brouillage reçue dans les lobes latéraux éloignés dépasse le seuil de brouillage, le pourcentage de zone visible perdue est de 100% pour le fonctionnement du capteur passif. Si cette condition n'est pas satisfaite, le pourcentage de zone perdue est celui qui résulte des modes 1 et 2.

TABLEAU II – *Niveaux de brouillage provenant des stations de Terre – Récepteur avec caractéristiques de filtres à 4 pôles*

Fréquence du capteur		Seuil de brouillage (dBW)	Brouillage reçu dans les lobes latéraux éloignés (dBW)	Pourcentage de zone de perte (%)
1400-1427	MHz	– 171,0	– 139,0	100,0
1406-1421	MHz	– 174,0	– 162,1	100,0
4200-4400	MHz	– 158,0	– 148,5	100,0
4225-4390	MHz	– 159,0	– 159,0	3,4
6425-7075	MHz			
6425-6625	MHz	– 158,0	– 150,7	100,0
6445-6645	MHz	– 158,0	– 158,9	11,8
6650-6850	MHz	– 158,0	– 181,0	0,4
6845-7045	MHz	– 158,0	– 158,0	3,8
6875-7075	MHz	– 158,0	– 146,3	100,0
10,600-10,700	GHz	– 156,0	– 170,5	0,6
15,200-15,400	GHz	– 160,0	– 164,8	0,6
18,600-18,800	GHz	– 152,0	– 166,9	0,2
21,200-21,400	GHz	– 160,0	– 186,3	0,0
22,210-22,500	GHz	– 155,0	– 189,1	0,0
23,600-24,000	GHz	– 157,0	– 175,0	0,5
31,300-31,800	GHz	– 156,0	– 192,4	0,1
36,000-37,000	GHz	– 146,0	– 189,8	0,0
50,200-50,400	GHz	– 157,0	– 264,9	0,0
51,400-59,000	GHz			
51,400-51,600	GHz	– 157,0	– 336,8	0,0
55,100-55,300	GHz	– 157,0	– 336,8	0,0
58,800-59,000	GHz	– 157,0	– 336,8	0,0
64,000-65,000	GHz			
64,000-64,200	GHz	– 157,0	– 300,5	0,0
64,400-64,600	GHz	– 157,0	– 300,5	0,0
64,800-65,000	GHz	– 157,0	– 300,6	0,0
86,000-92,000	GHz	– 138,0	– 187,0	0,0
100,000-102,000	GHz	– 150,0	– 204,0	0,0
105,000-126,000	GHz			
105,000-107,000	GHz	– 150,0	– 229,7	0,0
114,500-116,500	GHz	– 150,0	– 230,5	0,0
124,000-126,000	GHz	– 150,0	– 231,2	0,0
150,000-151,000	GHz	– 150,0	– 270,1	0,0
164,000-168,000	GHz	– 150,0	– 261,6	0,0
182,000-185,000	GHz	– 150,0	– 342,2	0,0
217,000-231,000	GHz	– 150,0	– 227,9	0,0
275,000-277,000	GHz	– 150,0	– 334,3	0,0

Dans les cas où les bandes attribuées dépassent la largeur de bande du capteur, par exemple les bandes 51,4-59 GHz, 64-65 GHz et 105-126 GHz, une analyse a été effectuée à la limite inférieure, au centre et à la limite supérieure des bandes.

Pour toutes les bandes au-dessus de 10 GHz, le niveau de brouillage reçu dans les lobes latéraux éloignés (mode 3) est inférieur au seuil de brouillage correspondant et le pourcentage de zone de perte par les modes 1 et 2 est inférieur à 5%.

A la partie inférieure de la bande 6425-7075 MHz, plus précisément 6425-6625 MHz et dans la partie supérieure, c'est-à-dire 6875-7075 MHz, le niveau de brouillage dans les lobes latéraux éloignés dépasse le seuil. Dans la bande 6445-7045 MHz, le niveau de brouillage est inférieur au seuil. Il faut remarquer, cependant, que le brouillage préjudiciable peut provenir des émetteurs du service fixe exploité dans la bande 6425-7075 MHz (voir le Rapport 694) et le problème du brouillage causé par des émetteurs dans les bandes adjacentes peut avoir une importance secondaire.

Pour la bande 4200-4400 MHz, la puissance de brouillage reçue dans les lobes latéraux éloignés (mode 3) dépasse le seuil de 9,5 dB et le pourcentage de zone de perte est donc 100%. Cependant, pour une réduction de la largeur de bande du détecteur de 200 MHz à 165 MHz, centrée à 4308 MHz, le niveau de brouillage dû au mode 3 est inférieur au seuil et le pourcentage de zone de perte par les modes 1 et 2 est 3,4%.

Pour la bande 1400-1427 MHz, le brouillage dans les lobes latéraux éloignés dépasse le seuil de 31,7 dB. Pour une réduction de la largeur de bande du détecteur de 15 MHz, centrée à 1414 MHz, le niveau de brouillage dépasse encore, dans ce cas, le seuil de 11,9 dB. Il convient de noter que le pourcentage calculé de zone de perte n'est valable qu'à proximité des zones terrestres où la densité de brouilleurs est la même que celle qui existe aux Etats-Unis (voir l'Annexe I au Rapport 694).

L'analyse du fonctionnement du capteur a été affinée pour les bandes 1400, 4200 et 6400 MHz, par l'examen de l'effet d'un filtre de récepteur à 10 pôles. Les résultats sont indiqués dans le Tableau III.

TABLEAU III – *Niveaux de brouillage provenant des stations de Terre – Récepteur avec caractéristiques de filtre à 10 pôles*

Fréquence du capteur (MHz)	Seuil de brouillage (dBW)	Brouillage reçu dans les lobes latéraux éloignés (dBW)	Pourcentage de zone de perte (%)
1406-1421	−174,0	−163,1	100,0
4200-4400	−158,0	−152,4	100,0
4210-4400	−158,0	−160,4	1,2
6425-7075			
6425-6625	−158,0	−154,9	100,0
6430-6630	−158,0	−160,4	3,7
6650-6850	−158,0	−181,1	0,3
6865-7065	−158,0	−158,4	1,3
6875-7075	−158,0	−149,7	100,0

Dans la bande 1400 MHz, la largeur de bande réduite du capteur, 15 MHz, centrée sur 1414 MHz, combinée avec l'utilisation d'un filtre à 10 pôles donne un brouillage principalement dû aux brouilleurs dans les bandes sous-harmoniques et qui dépasse le seuil de 10,9 dB.

Dans la bande 4200 MHz, l'utilisation d'un filtre à 10 pôles permet au capteur de fonctionner avec une largeur de bande de 190 MHz, centrée sur 4305 MHz, avec un niveau de brouillage dû au mode 3 inférieur au seuil et avec un pourcentage de zone de perte par les modes 1 et 2 de 1,2%.

Enfin, la gamme de fréquences dans la bande 6400 MHz dans laquelle le brouillage causé par les bandes adjacentes n'intervient pas, s'étend jusqu'à 6430-7065 MHz lorsqu'on utilise un filtre de récepteur à 10 pôles.

7.2 *Brouillage causé par une station spatiale*

On a calculé les niveaux de brouillage dans les capteurs dû aux stations spatiales dans les bandes adjacentes et sous-harmoniques pour chacune des bandes attribuées aux capteurs en utilisant des caractéristiques de brouilleur représentant toutes les classes de stations spatiales dans les bandes adjacentes et sous-harmoniques respectives. Les résultats montrent que les brouillages causés par les stations spatiales dans les bandes adjacentes et sous-harmoniques se situent en dessous du seuil préjudiciable dans tous les cas. Il faut remarquer cependant qu'il existe des problèmes de brouillage potentiel à l'intérieur de la bande 18,6-18,8 GHz (Rapport 850).

8. Conclusions

8.1 Pour l'exploitation des capteurs dans les bandes au-dessus de 10 GHz, les niveaux de brouillage dû aux émetteurs de Terre dans les bandes adjacentes et sous-harmoniques sont inférieurs au seuil et le pourcentage de zone de perte est inférieur à 5% si l'on n'utilise qu'un filtre de récepteur à quatre pôles. Pour ces bandes de fréquences, le brouillage préjudiciable causé par les émetteurs dans les bandes adjacentes et sous-harmoniques ne constitue pas un problème.

Dans la bande 6425-7075 MHz, les émetteurs dans les bandes adjacentes occasionnent des brouillages préjudiciables aux capteurs exploités au voisinage des limites supérieures et inférieures de la bande.

L'exploitation des capteurs dans la bande 4200-4400 MHz avec une largeur de bande totale de 200 MHz donne des niveaux de brouillage supérieurs au seuil. On peut obtenir de meilleurs résultats en ménageant des bandes de garde. Les largeurs de bande et les types de filtre des capteurs donnent des niveaux de brouillage dû au mode 3 au-dessous du seuil et une perte de zone due aux modes 1 et 2 inférieure à 5%, par exemple:

- largeur de bande de détecteur de 165 MHz centrée à 4308 MHz en utilisant un filtre à 4 pôles, et
- largeur de bande de détecteur de 190 MHz centrée à 4305 MHz en utilisant un filtre à 10 pôles.

Dans la bande 1400 MHz, les niveaux de brouillage calculés dépassent le seuil pour les deux types de filtre de récepteur examinés dans cette étude:

- une largeur de bande de détecteur de 27 MHz ou une largeur de bande de 15 MHz centrée à 1414 MHz en utilisant un filtre de récepteur à 4 pôles, et
- une largeur de bande de 15 MHz centrée à 1414 MHz en utilisant un filtre de récepteur à 10 pôles.

La forme de brouillage prédominante dans la bande de 1400 MHz est due aux brouilleurs dans les bandes sous-harmoniques.

8.2 On a constaté que le brouillage occasionné aux capteurs passifs dans les bandes attribuées par les stations spatiales émettant dans des bandes adjacentes et sous-harmoniques est inférieur au seuil de brouillage préjudiciable dans tous les cas.

8.3 Il convient de noter que les analyses décrites ci-dessus sont considérées comme correspondant au cas le plus défavorable du point de vue géographique. Pour la plupart des zones terrestres et océaniques du monde, qui ne sont pas situées aux Etats-Unis ni à proximité de ces derniers, les niveaux de brouillage observés seront probablement inférieurs à ceux calculés dans le présent Rapport. Toutefois, l'utilisation de capteurs passifs à 1400 MHz à proximité des zones terrestres où fonctionnent un grand nombre d'émetteurs dans les bandes sous-harmoniques, doit être envisagée avec précaution en raison de la possibilité de brouillage préjudiciable.

Les analyses mentionnées dans le présent Rapport reposent sur l'extrapolation, au-dessus de 17,7 GHz pour les services de Terre et au-dessus de 960 MHz pour les services spatiaux, des niveaux maximaux de puissance autorisés pour les rayonnements non essentiels, tels qu'ils sont spécifiés dans l'Appendice 8 au Règlement des radiocommunications.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ITT [1972] *Reference Data for Radio Engineers.* 5e édition. Howard Sams and Co. Inc., New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

RAPPORT 695-2*

POSSIBILITÉS DE PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE LES RADARS DE BORD D'ENGINS SPATIAUX ET LES RADARS DE TERRE DU SERVICE DE RADIOLOCALISATION

(Question 12/2; Programme d'études 12B/2)

(1978-1982-1986)

1. Introduction

Le présent Rapport traite des possibilités de partage des fréquences entre des détecteurs actifs installés à bord de satellites d'exploration de la Terre et des radars de Terre du service de radiolocalisation.

Le fonctionnement des détecteurs actifs installés à bord d'engins spatiaux a été admis comme possible dans les bandes de fréquences attribuées au service de radiolocalisation. La CAMR-79 a attribué diverses bandes de fréquences à cette fin entre 1 et 80 GHz, soit dans le Tableau d'attribution, soit dans les notes de bas de page N^{os} 713, 828, 897 et 912. Cependant, on ne connaît aucune étude faisant autorité qui ait été publiée sur les possibilités de partage des bandes dont il s'agit. Le but de ce Rapport est de combler cette lacune.

2. Historique

Bien que nombre des efforts concernant les détecteurs actifs à hyperfréquences aient été consacrés jusqu'à ce jour à des expériences de laboratoire et à des essais à bord d'aéronefs, plusieurs systèmes actifs à hyperfréquences ont fonctionné à bord d'un engin spatial. L'ensemble des instruments d'exploration des ressources terrestres (EREP) installés à bord du laboratoire spatial Skylab en 1973 comportait un radiomètre-diffusiomètre à hyperfréquences et un altimètre. De même, le satellite GEOS-3 lancé en 1975 transportait un altimètre. Seasat, lancé en 1978, transportait un altimètre, un diffusiomètre et un radar à ouverture synthétique (SAR) (voir le Rapport 535). Les Etats-Unis d'Amérique envisagent d'utiliser d'autres détecteurs actifs à hyperfréquences pour des missions en vol au cours des années 1980. Par exemple, des expériences avec des détecteurs actifs à hyperfréquences sont projetées pour le satellite d'observation des orages. On peut aussi s'attendre que les futures missions de la navette spatiale et du laboratoire spatial Spacelab comporteront une charge utile de détecteurs actifs à hyperfréquences pour l'exploration de la Terre.

3. Méthode d'étude

La méthode adoptée pour la présente étude consiste en la détermination de la quantité de brouillage nuisible qui peut se produire entre des radars spatiaux et de Terre très vulnérables. Cette méthode repose sur le raisonnement suivant: le partage des fréquences sera généralement possible entre des radars à bord d'engins spatiaux et des radars de Terre si le partage est possible pour les plus vulnérables d'entre eux.

Pour cette analyse, on a choisi pour l'engin spatial le SAR, car ce système est celui qui sera vraisemblablement le plus employé et le plus sensible au brouillage. En fait, c'est le radar à ouverture synthétique (SAR) du satellite Seasat qui a été choisi car les caractéristiques techniques de son fonctionnement sont typiques des radars SAR à bord des engins spatiaux.

Le modèle de radar de Terre utilisé pour l'analyse est celui des radars de surveillance des lignes aériennes ARSR-1 et ARSR-2. Bien que l'analyse concerne des systèmes de radiolocalisation et que les ARSR-1 et 2 fonctionnent dans un service différent – le service de radionavigation – où le brouillage le plus minime peut être nuisible, ces appareils ont été utilisés comme modèle de radar de Terre, pour les raisons suivantes:

- emploi courant: ces systèmes ARSR emploient des indicateurs normaux et des indicateurs de cible mobile (MTI) utilisés couramment dans le service de radionavigation et le service de radiolocalisation; on peut construire ainsi un modèle représentatif d'une grande variété de radars;
- sensibilité au brouillage: les radars munis d'indicateurs normaux et de MTI sont extrêmement sensibles aux brouillages causés par un radar situé sur un engin spatial;
- puissance de brouillage: les ARSR émettent avec des puissances de crête qui peuvent atteindre 5 MW, ce qui est aussi élevé, ou même plus, que celles des autres radars se trouvant au voisinage de systèmes SAR en fonctionnement.

Le Rapport 827 contient l'étude de certains des paramètres utilisés dans divers radars. Des renseignements qu'il contient ainsi que d'une enquête effectuée par les Etats-Unis portant sur les bandes de fréquences préférées pour les détecteurs actifs (Rapport 693), on peut conclure ce qui suit:

- la puissance de sortie d'un radar de Terre constituant le cas le plus défavorable est d'environ 5 MW;
- les gains typiques dans le faisceau principal de l'antenne sont de l'ordre de 35 dBi;

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1 et 8.

- les largeurs de bande sont dans leur grande majorité comprises entre 1 et 10 MHz, la plupart se situant vers l'extrêmité inférieure de cette gamme;
- la durée des impulsions se situe en général entre 0,2 et 2 μs;
- l'émission est d'ordinaire du type P0N ou PXN.

Dans une analyse du partage entre des systèmes de radiodétection, le type de traitement des signaux de radiodétection est un facteur particulièrement important. Afin de rendre le modèle aussi général que possible, les quatre types suivants ont été considérés: mode normal, MTI (indicateur de cible mobile), mode intégré et mode numérique.

4. Caractéristiques des systèmes

4.1 *Radar à bord d'un engin spatial*

Les caractéristiques de l'émission et de l'orbite du radar installé à bord d'un engin spatial, le SAR de Seasat, étaient les suivantes [NASA, 1976]:

4.1.1 *Caractéristiques d'émission*

– fréquence centrale:	1,285 GHz
– puissance de crête:	800 W (valeur nominale)
– gain:	35 dB
– ouverture du faisceau:	verticale, 6,3°; horizontale, 0,9°; pointage: 20° par rapport au nadir et perpendiculaire au vecteur de vitesse de l'engin spatial
– largeur de la zone balayée:	100 km (aux points à −3 dB de l'antenne)
– fréquence des impulsions:	1464, 1540 ou 1647 impulsions par seconde
– durée d'une impulsion:	33,8 μs
– modulation de fréquence dans l'impulsion:	0,562 MHz/μs
– polarisation:	horizontale
– largeur de bande de l'émission:	19 MHz
– densité spectrale dans la largeur de bande:	approximativement uniforme.

4.1.2 *Caractéristiques de l'orbite*

- altitude: 800 km
- période: 100,75 min
- inclinaison: 108°.

4.2 *Radar de radiolocalisation*

Les caractéristiques techniques applicables à un modèle représentatif d'une grande variété de radars sont celles des appareils ARSR-1 et ARSR-2 [FAA, 1964 et 1973].

L'ARSR est un radar à impulsions à trois méthodes de traitement des données analogiques et à un mode de traitement des données numériques. Ces modes sont les suivants:

- vidéo normale
- vidéo normale intégrée
- vidéo MTI
- vidéo traitée numériquement.

Pour supprimer les signaux parasites sur l'écran, en vidéo normale, on applique des techniques telles que l'intégration, le MTI, ou le traitement des données numériques.

D'autres caractéristiques des ARSR-1 et 2 sont:

4.2.1 *Emetteur*

– fréquence:	dans la même bande
– puissance:	4 MW et 5 MW crête (valeurs minimales)
– fréquence des impulsions:	360 impulsions par seconde ou 3 impulsions alternées (13 : 14 : 15), soit 360 impulsions en moyenne
– durée d'une impulsion:	2 μs

4.2.2 *Récepteur*

– largeur de bande:	vidéo normale: 1 MHz; MTI: 3 MHz
– sensibilité:	vidéo normale: −113 dBm; MTI: −111 dBm et vidéo intégrée: −116 dBm
– signal minimal détectable:	ARSR-1, vidéo normale: −109 dBm; MTI: −107 dBm et vidéo intégrée: −112 dBm ARSR-2: −111, −109 et −114 dBm, respectivement
– facteur de bruit du système:	< 4 dB
– visibilité en cas de signaux parasites (MTI):	27 dB
– rapport de sélection des signaux (MTI):	33 dB

4.2.3 *Dispositif de traitement des signaux numériques*

– traitement spécial des signaux numériques en vidéo normale ou MTI.

4.2.4 *Antenne*

– gain:	34 dB dans l'axe du rayonnement maximal
– ouverture du faisceau:	ARSR-1: horizontale, 1,35°; verticale, 6,2°. ARSR-2: horizontale, 1,2°; verticale, 4°. En site, le diagramme du faisceau est du type compensé ($cosec^2$), modifié
– polarisation:	horizontale ou circulaire
– vitesse de rotation:	6 t/min.

5. Analyse des conditions de partage des fréquences

5.1 *Trajet descendant*

Quatre composantes principales sont à considérer en ce qui concerne le brouillage subi par le radar de Terre et, par conséquent, les possibilités pour que ce système utilise la même fréquence qu'un SAR installé à bord d'un engin spatial. Ces composantes sont les suivantes:

– les effets du traitement des données sur le brouillage;
– le temps exprimé en pourcentage, pendant lequel le SAR de l'engin spatial produit dans la largeur de bande du radar de Terre une puissance qui dépasse celle du signal minimal détectable (MDS). Cette durée est fondée sur celle des «couplages» de longue durée entre les antennes de ces radars;
– le temps pendant lequel les émissions du SAR dépassent le MDS au cours d'un passage;
– la forme du brouillage telle qu'elle se présente à l'opérateur sur l'indicateur de gisement (PPI).

5.1.1 *Mode normal et mode MTI*

Dans le cas du mode normal, le traitement des données est tel que n'importe quelle impulsion brouilleuse sur la même fréquence centrale sera détectée si sa puissance est supérieure à celle du signal minimal détectable (MDS). Dans le cas du mode MTI, le dispositif de sélection du MTI dont le retard n'est pas égal à la durée de l'intervalle entre deux impulsions de l'émission brouilleuse peut, en général, produire plusieurs impulsions brouilleuses pour chaque impulsion de l'émission brouilleuse dont la puissance est supérieure au MDS.

La puissance reçue d'un émetteur d'engin spatial à compression d'impulsions par un radar de Terre à impulsions est donnée par:

$$p_r = \left(\frac{p_t\, g_t\, g_r}{4\pi R^2}\right)\left(\frac{\lambda^2}{4\pi}\right)\left[\left(\frac{BW_r}{BW_t}\right)\left(\frac{T_2}{T_1}\right) \times (0{,}42)\right], \qquad \text{pour } BW_r < BW_t \tag{1}$$

où

p_t : puissance de la source émettrice (W),
g_t : gain de l'antenne d'émission du radar SAR,
g_r : gain de l'antenne réceptrice du radar de Terre,
R : distance (m),
λ : longueur d'onde (m),
BW_r : largeur de bande du récepteur du radar de Terre (Hz),
BW_t : largeur de bande de l'émetteur du radar SAR (Hz),
T_1 : durée de l'impulsion du radar de Terre,
T_2 : durée de l'impulsion du radar SAR.

L'équation (1) peut aussi s'écrire:

$$\frac{p_r (4\pi)^2}{p_t \lambda^2} \times \left[2{,}38 \left(\frac{BW_i}{BW_r} \right) \left(\frac{T_1}{T_2} \right) \right] = \frac{g_t g_r}{R^2} \qquad (2)$$

Si la valeur utilisée pour la puissance reçue est celle du signal minimal détectable, les termes du membre à gauche de cette équation sont tous des constantes du système, alors que ceux du membre à droite sont fonction de relations géométriques. Un programme d'ordinateur a été développé pour calculer les courbes $g_t g_r / R^2$ en fonction du temps. Les courbes résultantes, pour les antennes des radars de terre et du SAR et pour les paramètres d'orbite de Seasat sont représentées sur la Fig. 1.

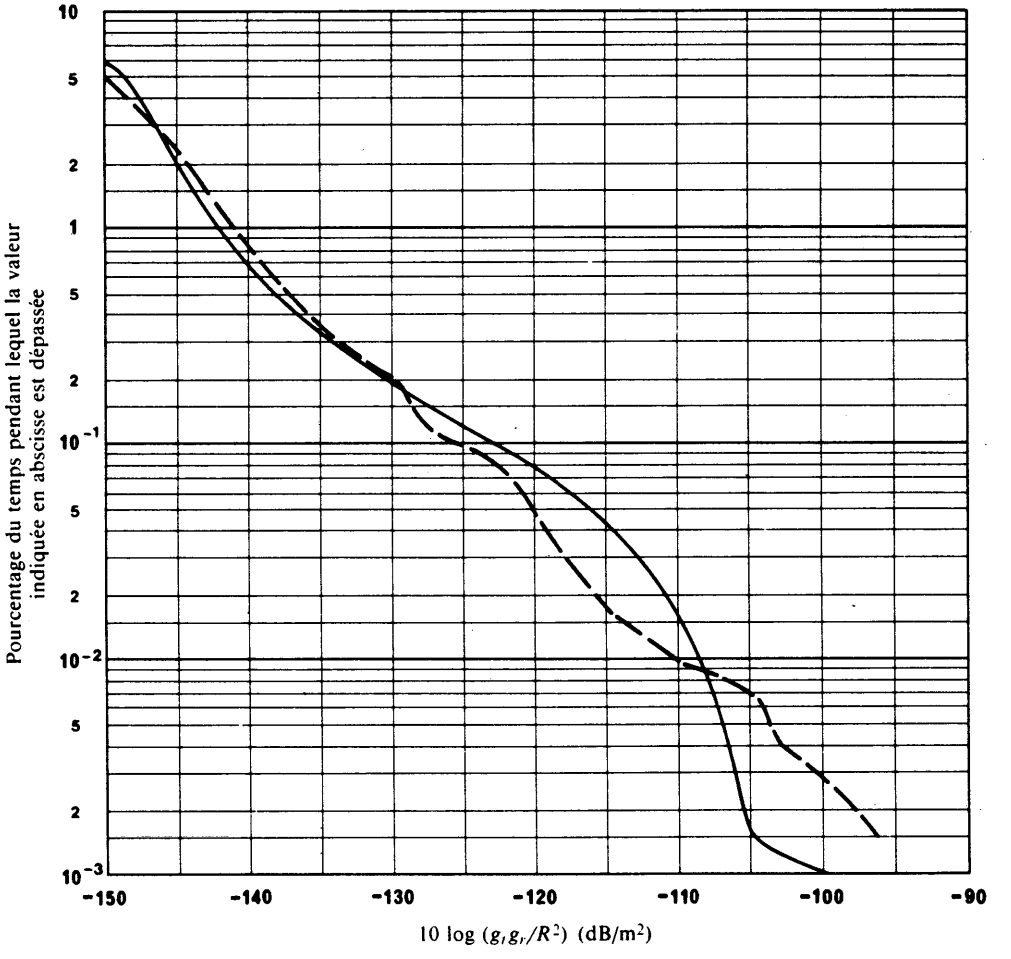


FIGURE 1 – *$g_t g_r / R^2$, couplages à long terme entre l'antenne à faisceau latéral en éventail de l'engin spatial et des radars de Terre (pour les paramètres de l'orbite de Seasat)*

——— radar de Terre type à balayage tous azimuts

— — radar de Terre type de poursuite

En utilisant les paramètres du SAR et du radar de Terre, la valeur de $g_t g_r / R^2$ pour que le brouillage soit nuisible est $-122{,}6$ dB dans le mode normal et $-120{,}6$ dB dans le mode MTI. D'après les courbes de la Fig. 1, on constate que ces valeurs sont dépassées pendant 0,094% et 0,075% du temps respectivement.

La Fig. 2 représente de façon typique les impulsions brouilleuses détectées telles que les voit un opérateur sur l'écran de l'indicateur de gisement. L'ensemble des traces formées par les impulsions brouilleuses sur l'écran a reçu le nom de «diagramme de parasites» («running rabbits»); des diagrammes de ce genre sont couramment observés sur les écrans des radars à impulsions. Pour une orbite donnée de SAR, la durée de ce diagramme est essentiellement fonction de l'angle de site du SAR par rapport au radar de Terre et des couplages d'antenne mutuels au cours de la rotation de l'antenne du radar de Terre.

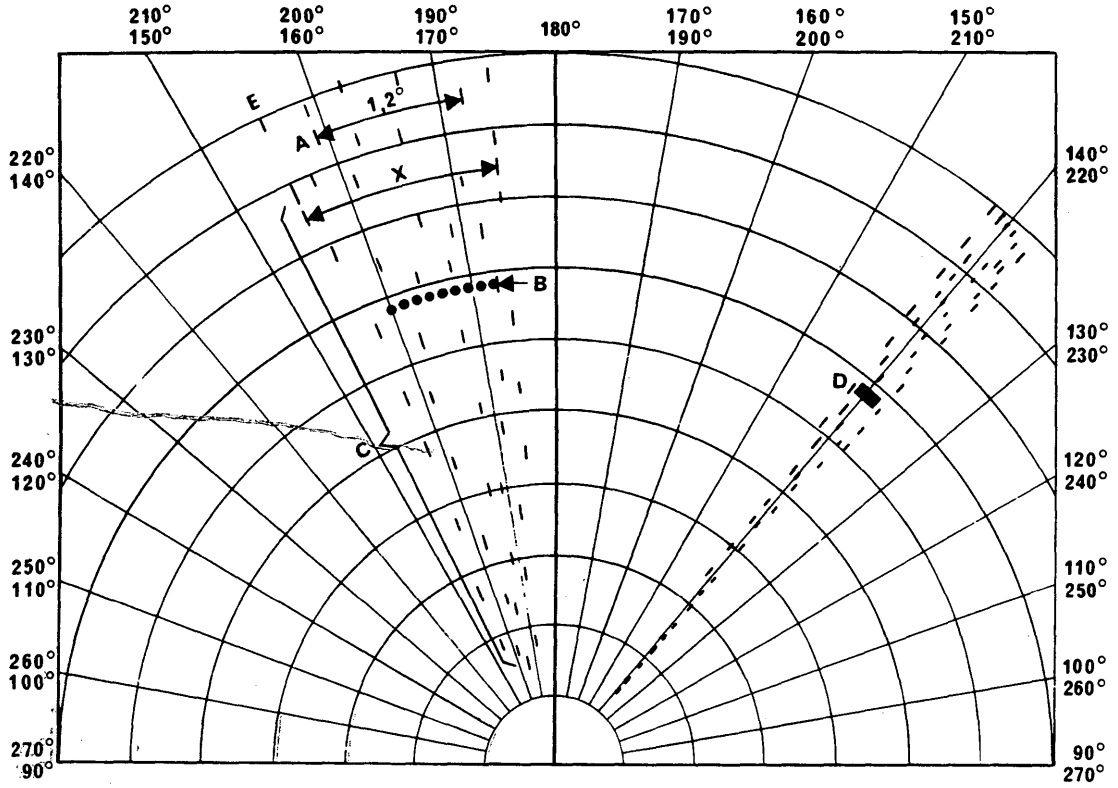


FIGURE 2 – *Trace d'un écho vidéo normal avec brouillage provenant d'un radar à impulsions*

A : balayages en distance individuels, l'échelle étant expansée sur un angle égal à la largeur de faisceau du radiodétecteur de Terre

B : cible

C : traces des impulsions brouilleuses

D : présentation réelle sur l'écran de l'indicateur de gisement

E : distance maximale, environ 400 km

X : largeur du secteur de brouillage, lequel est fonction des couplages entre antennes

Le passage d'un satellite au voisinage de la verticale crée la plus mauvaise situation de brouillage pour une courte période sur l'écran de l'indicateur de gisement. Dans le mode normal, la durée des diagrammes de parasites peut être aussi longue que 30 secondes, dans le cas le plus défavorable; toutefois, le passage à la verticale d'un satellite d'exploration de la Terre n'a lieu, normalement, qu'une seule fois tous les 18 jours.

Le type de brouillage le plus courant se présente pour de très faibles angles de site du SAR par rapport au système de Terre. A proximité de l'horizon, le système de Terre subirait un brouillage d'environ 1 seconde par balayage (soit 10% de la surface représentée sur l'écran de l'indicateur de gisement) pendant tout le temps que le radar à bord de l'engin spatial est en visibilité directe du système de Terre, soit environ 1 min pour un passage à proximité de l'horizon. Dans le cas d'un passage de l'engin spatial à environ 50° en site, la durée du brouillage se réduit à 0,1 s par balayage (soit 1% de la surface) pendant tout le temps que le radar à bord de l'engin spatial est en visibilité directe du système de Terre, soit approximativement 12 min. Sur la base d'un jour moyen, on comptera deux passages pendant le jour et deux pendant la nuit. Toutefois, selon les calculs précédents, le brouillage global pour une longue période se présente pendant moins de 0,094% du temps, aussi bien dans le cas du mode normal que dans celui du mode MTI [NASA, 1977].

5.1.2 *Mode normal intégré et mode de traitement numérique*

L'intégration est une méthode de sommation d'un nombre d'échos consécutifs, destinée à améliorer la détection. Les impulsions brouilleuses, qu'elles soient aléatoires ou formant un train, ne s'ajouteront pas dans l'intégrateur en produisant une intensité accrue, à moins que leur période ne soit égale ou un multiple de celle du radar émetteur. De même, aucune impulsion particulière ne pourrait être assez longue pour déclencher le détecteur de seuil en raison de la limitation de la puissance d'entrée. Toutefois, le brouillage dû à des impulsions augmente quelque peu la probabilité pour que le bruit déclenche une fausse alarme.

L'organe de traitement numérique, tel qu'il est couramment employé, remplit une fonction similaire à celle de l'intégrateur analogique, à cette exception près que la méthode de traitement numérique convient mieux pour éliminer les signaux parasites et les brouillages grâce au pouvoir de décision des procédés de traitement des données numériques.

Par conséquent, dans le cas du mode intégré ou du mode de traitement numérique, les impulsions brouilleuses ne devraient ni être traitées ni apparaître sur l'écran de l'indicateur de gisement.

5.1.3 *Analyse paramétrique des brouillages pour le mode normal et pour le mode MTI*

La Fig. 3 donne les résultats d'une simulation paramétrique à l'ordinateur des durées de brouillage du mode normal et du mode MTI; les paramètres variables sont la puissance du satellite, la sensibilité du récepteur (signal minimal détectable: MDS) et le nombre de satellites sur orbite. Les courbes de la Fig. 3 sont toutes déduites de la courbe de $g_t g_r / R^2$ (Fig. 1). On admet que les satellites fonctionnent dans le même canal, ce qui est, au point de vue des brouillages, le cas le plus défavorable pour le radar de Terre. On n'a pas non plus tenu compte de l'affaiblissement par l'atmosphère, cela afin de pouvoir présenter une courbe unique, valable pour toutes les fréquences. Les courbes représentent donc la situation la plus défavorable, avec la limite supérieure.

Les exemples suivants illustrent la manière d'utiliser la Fig. 3.

Exemple N° 1: Si le pourcentage maximal acceptable du temps de brouillage pour un radar de Terre était de 0,1% du temps et que deux satellites fonctionnent dans le même canal, la limite supérieure du rapport «puissance maximale d'émission du satellite/MDS» nécessaire pour éviter un brouillage préjudiciable serait de 158 dB. Si le MDS du récepteur était d'environ − 130 dBW, la puissance maximale admissible de l'émetteur du satellite serait d'environ 29 dBW, soit 800 W.

Exemple N° 2: Si le pourcentage maximal acceptable du temps de brouillage était de 1% du temps, tous les autres facteurs restant les mêmes que dans l'exemple N° 1, la puissance maximale admissible de l'émetteur du satellite serait de 49 dBW, soit 100 kW.

Exemple N° 3: S'il y avait dix satellites, tous les autres facteurs restant les mêmes que dans l'exemple N° 2, la puissance maximale admissible de l'émetteur d'un satellite serait de 35 dBW, soit 3 kW.

5.1.4 *Radars de poursuite et radars de balayage sectoriel*

En plus des radars de Terre qui balaient l'horizon selon un diagramme de recherche tous azimuts, il existe des radars à impulsions qui utilisent des faisceaux circulaires étroits afin de poursuivre des cibles aéroportées. On peut considérer que les caractéristiques de ces radars sont les mêmes que celles du radar de recherche décrit précédemment, sauf pour les paramètres suivants de l'antenne:

- gain 45 dBi
- ouverture du faisceau circulaire 0,9°
- gain dans le lobe arrière −10 dBi

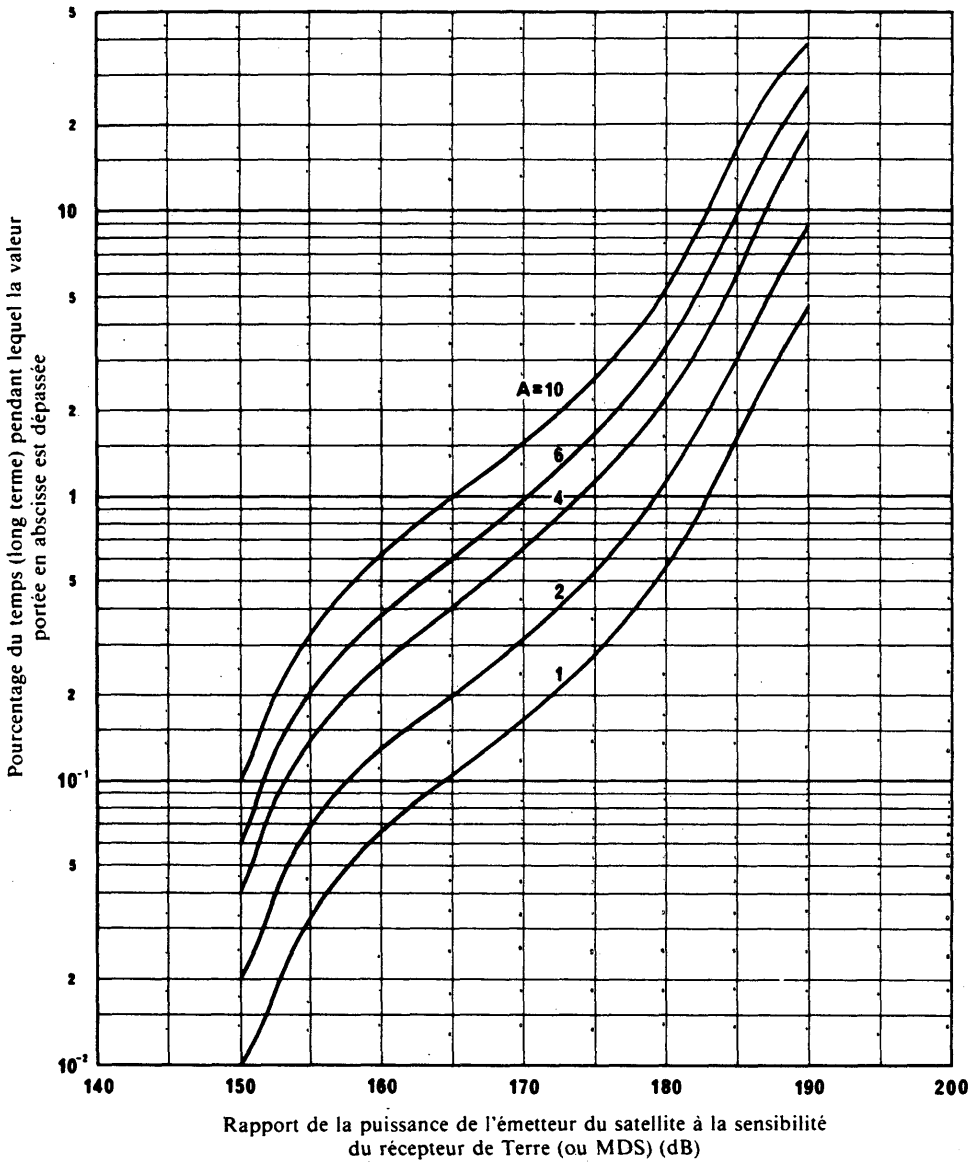


FIGURE 3 – *Courbes de brouillages paramétriques*

A : nombre de satellites équipés d'un radar

On a admis que le radar de poursuite était pointé avec une égale probabilité dans un secteur compris entre 0° et 30° d'angle de site et dans n'importe quelle direction en azimut. En appliquant la même méthode que celle du § 5.1.1, on a tracé, par simulation à l'ordinateur, un graphique de $g_t g_r / R^2$ en fonction du pourcentage du temps pendant une longue période. Les résultats pour les radars de poursuite sont représentés sur la Fig. 1. Avec son gain et ses angles de site plus élevés, le radar de poursuite donne lieu à une valeur de $g_t g_r / R^2$ qui, pour de faibles pourcentages du temps, dépasse celle d'un radar tous azimuts. Cela signifie que les niveaux de brouillage au récepteur du radar de poursuite seront plus élevés, pour de faibles pourcentages du temps, que dans le cas du radar tous azimuts. La Fig. 1 montre cependant que le niveau du $g_t g_r / R^2$ nuisible ($-122{,}6$ dB/m^2 pour les paramètres du modèle) est dépassé pendant un pourcentage du temps légèrement plus faible. On peut en conclure que le pourcentage du temps, pris sur une longue période, pendant lequel le radar de poursuite serait soumis à des signaux brouilleurs supérieurs au seuil du récepteur est du même ordre que dans le cas du radar tous azimuts. Des techniques de traitement appliquées aux radars de poursuite et dont il n'est pas tenu compte dans la présente analyse pourraient réduire encore davantage l'effet des signaux brouilleurs, ainsi qu'elles le font dans le cas où le radar fonctionne selon le mode numérique et intégrateur.

Les radars à balayage sectoriel sont semblables aux radars tous azimuts en ce qu'ils ont un faisceau en éventail à faible angle de site et qui balaie selon un diagramme de recherche, mais leur balayage est limité à un certain secteur azimutal autour de l'antenne. La courbe du $g_t g_r / R^2$ et le pourcentage de temps pendant une longue période sont les mêmes que dans le cas du radar tous azimuts, à l'exception d'un radar qui ne balaie que le secteur nord de l'antenne (le secteur sud dans l'hémisphère Sud). En pareil cas, les statistiques sur l'orbite des satellites mettent en évidence un pourcentage de temps de brouillage pendant une longue période supérieur à ce qu'il serait dans le cas d'un radar tous azimuts. Le pourcentage du temps pendant lequel le seuil du récepteur serait dépassé est à peu près deux fois plus grand que pour le radar tous azimuts.

5.2 *Trajet ascendant*

Les considérations présentées dans le cas du trajet descendant sont également applicables au trajet ascendant; mais ce sont alors les effets du brouillage sur l'image élaborée par SAR, plutôt que sur un indicateur de gisement, qu'il s'agit d'examiner.

Le SAR traite les signaux réfléchis en distance et en azimut. Un grand pouvoir séparateur en distance est obtenu par compression des impulsions, tandis que le pouvoir séparateur en azimut est obtenu en «synthétisant» une longue antenne au moyen d'un traitement du signal cohérent.

Par conséquent, l'analyse nécessite l'examen des signaux de sortie des organes de traitement du système SAR (distance et azimut), ils comprennent le signal utile, un signal brouilleur provenant d'un radar de Terre et le bruit du système.

5.2.1 *Traitement de la distance*

Le traitement de la distance se fait à l'aide d'un filtre adapté. Le signal, à la sortie du filtre, est la convolution du signal à l'entrée et de la fonction de transfert du filtre. Toutefois, on peut lui substituer une «fonction d'ambiguïté», laquelle sera d'une plus grande utilité puisque le signal à la sortie sera fonction non seulement du retard du signal d'entrée, mais aussi de l'effet Doppler.

La fonction complexe d'ambiguïté, dans sa forme la plus générale, est définie par:

$$\chi_{12}(\tau.\nu) = \frac{1}{2} \int_{-\infty}^{\infty} \mu_1(t)\, \mu_2^*(t-\tau)\, e^{j2\pi\nu t}\, dt \qquad (3)$$

où

τ : retard

ν : fréquence Doppler

$*$: conjuguée complexe

et

$\mu_1(t)$: signal d'entrée

$\mu_2(t)$: signal pour lequel le filtre est adapté.

Lorsque le signal d'entrée est adapté au filtre, la fonction d'ambiguïté est appelée «fonction d'auto-ambiguïté». Lorsque le signal d'entrée est désadapté, la fonction prend le non de «fonction de contre-ambiguïté». Dans les deux cas, la fonction représente le signal à la sortie du filtre, $Y(t)$, pour un déplacement Doppler donné du signal à l'entrée:

$$Y(t) = C_0 \,|\, \chi(t, \nu = \text{constant}) \,| \qquad (4)$$

En ce qui concerne le signal utile, la fonction d'auto-ambiguïté pour un signal impulsionnel modulé en fréquence est bien connue [Berkowitz, 1965; Cook et Bernfeld, 1967; Rihaczek, 1969]:

$$|\chi(\tau.\nu)| = \sqrt{BT}\left(1 - \frac{|\tau|}{T}\right) \frac{\sin\left[\pi T(k\tau + \nu)\,(1 - |\tau|/T)\right]}{\pi T(k\tau + \nu)\,(1 - |\tau|/T)} \qquad (5)$$

où

B : largeur de bande

T : période

k : vitesse de modulation de fréquence.

Si A est l'amplitude du signal à l'entrée du filtre adapté, la valeur maximale à la sortie du filtre adapté serait $\sqrt{BT} \times A$. Par conséquent, le gain de puissance en crête d'un filtre adapté est BT. Dans le cas du SAR du Seasat, le gain de puissance, BT, de l'impulsion utile à la sortie du filtre est 28 dB et sa durée, définie aux points à -3 dB, est $1/B = 53$ ns.

Pour un signal brouilleur à impulsions, non modulé en fréquence, la fonction de contre-ambiguïté est:

$$| \chi_{12}(\tau,\nu) | = 1/2 \left[(C(Z_1) + C(Z_2))^2 + (S(Z_1) + S(Z_2))^2\right]^{1/2} \quad (6)$$

où C et S sont les intégrales de Fresnel. Le gain du signal à la sortie du filtre adapté, dans le cas d'un signal brouilleur à impulsions provenant d'un système de Terre, est de 2,28 dB, selon une évaluation numérique; sa durée est d'environ 2 µs aux points à -3 dB.

Quant au bruit, le gain du filtre est 0 dB, puisque le filtre adapté est conçu pour que sa fonction de transfert de fréquence soit $| H(f) | = 1$ dans sa largeur de bande.

5.2.2 *Traitement de l'azimut*

Le traitement de l'azimut se fait par la sommation des échos reçus de différentes positions de l'antenne réelle.

En ce qui concerne les signaux utiles, une sommation à N termes donne en sortie N fois le signal reçu, soit un gain en puissance de 20 log N.

En ce qui concerne le bruit, une sommation à N termes ne donne, à la sortie, que 10 log N, puisque les échantillons provenant du même traitement aléatoire s'ajoutent de façon incohérente.

En ce qui concerne le signal brouilleur, l'analyse du traitement de l'azimut par la méthode analytique est difficile. La simulation des effets du signal brouilleur et leur évaluation approximative sont cependant possibles. A cet effet, on a établi un programme d'ordinateur pour simuler des balayages successifs de la distance et le procédé cumulatif d'intégration des azimuts.

La Fig. 4 représente les relations de temps simulées pour les impulsions brouilleuses tombant dans une même fenêtre en distance de $\pm$ 2 µs sur plusieurs balayages successifs de la distance. La courbe en bas de la Fig. 4 représente l'effet cumulatif de la sommation du traitement des azimuts des diverses impulsions brouilleuses sur la distance choisie. La nature oscillatoire de cette courbe se répétera sur l'analyse complète des azimuts traités, du fait du caractère périodique du signal de radiodétection. De plus, la «phase» de chaque balayage consécutif de distance complètement traitée sera différente en raison de la différence de temps entre le radar de Terre, d'une part, et la fréquence de récurrence des impulsions et le temps d'intégration des azimuts du SAR, d'autre part. Ces oscillations déphasées dans les systèmes de vidéo à ligne produisent un effet de brouillage qui ressemble au «fil» du bois («wood grain»).

Les oscillations de la tension sur les balayages de distance traités en azimut varient entre une et environ trois fois la tension de crête d'une impulsion brouilleuse à la sortie du filtre adapté, ainsi qu'on le voit sur la Fig. 4. En conséquence, les valeurs instantanées de la puissance de crête des impulsions brouilleuses traitées en azimut sont de 0 à 9,5 dB au-dessus de la puissance à la sortie du filtre adapté, pour une impulsion brouilleuse.

5.2.3 *Comparaisons entre les puissances à l'entrée et à la sortie du système*

Le Tableau I ci-après résume les relations entre la puissance à l'entrée et la puissance à la sortie, déterminées par les gains de traitement du système.

La puissance maximale du signal brouilleur à l'entrée est limitée à la valeur indiquée dans le Tableau I en raison de la saturation du récepteur de l'engin spatial. Dans le cas du SAR de Seasat, le signal reçu était amplifié et sa fréquence convertie avant d'être transmis à une station terrienne (le traitement de la distance et de l'azimut était effectué au sol). Les conditions de fonctionnement du récepteur du SAR de Seasat exigeaient que son gain varie entre 77 et 99 dB et que la puissance du signal soit rigoureusement limitée à $+13$ dBm. Etant donné que le gain minimal du récepteur était fixé à 77 dB, un signal brouilleur ayant une puissance en crête de -64 dBm aurait saturé le récepteur de Seasat. Si, bien entendu, le gain du récepteur de Seasat était 98 dB, un signal de -85 dBm pourrait saturer le récepteur. Dans l'une ou l'autre situation, les puissances de crête des impulsions brouilleuses dans les organes de traitement de la distance et de l'azimut seront limitées et le brouillage résultant variera de façon oscillatoire de 1 à 10 dB par rapport au bruit, comme l'indique le Tableau I.

Le Tableau II indique les valeurs prévues du temps pendant lequel le SAR aurait été saturé par le brouillage causé par le balayage du radar de Terre. Les positions auxquelles le SAR subit le brouillage sont indiquées par rapport à l'emplacement du système de Terre.

La durée du brouillage pour chaque balayage du système de Terre décroît à mesure que l'angle de site de l'engin spatial croît par rapport au système de Terre, sauf lorsque le faisceau principal du SAR traverse l'emplacement du système de Terre (passage au voisinage de la verticale).

Pour des durées de saturation inférieures au temps d'intégration du SAR (2,49 s), la forme d'onde de l'image du brouillage traitée présentera des oscillations de moins de 1 à 10 dB au-dessus du bruit du système. Par exemple, pour 0,86 s de saturation, les oscillations varieraient entre 1 et 3 dB au-dessus du bruit du système, puisque seulement deux impulsions brouilleuses (sur les six de la Fig. 4) pourraient s'ajouter pendant le traitement de l'azimut d'un groupe quelconque d'une gamme de 4 µs.

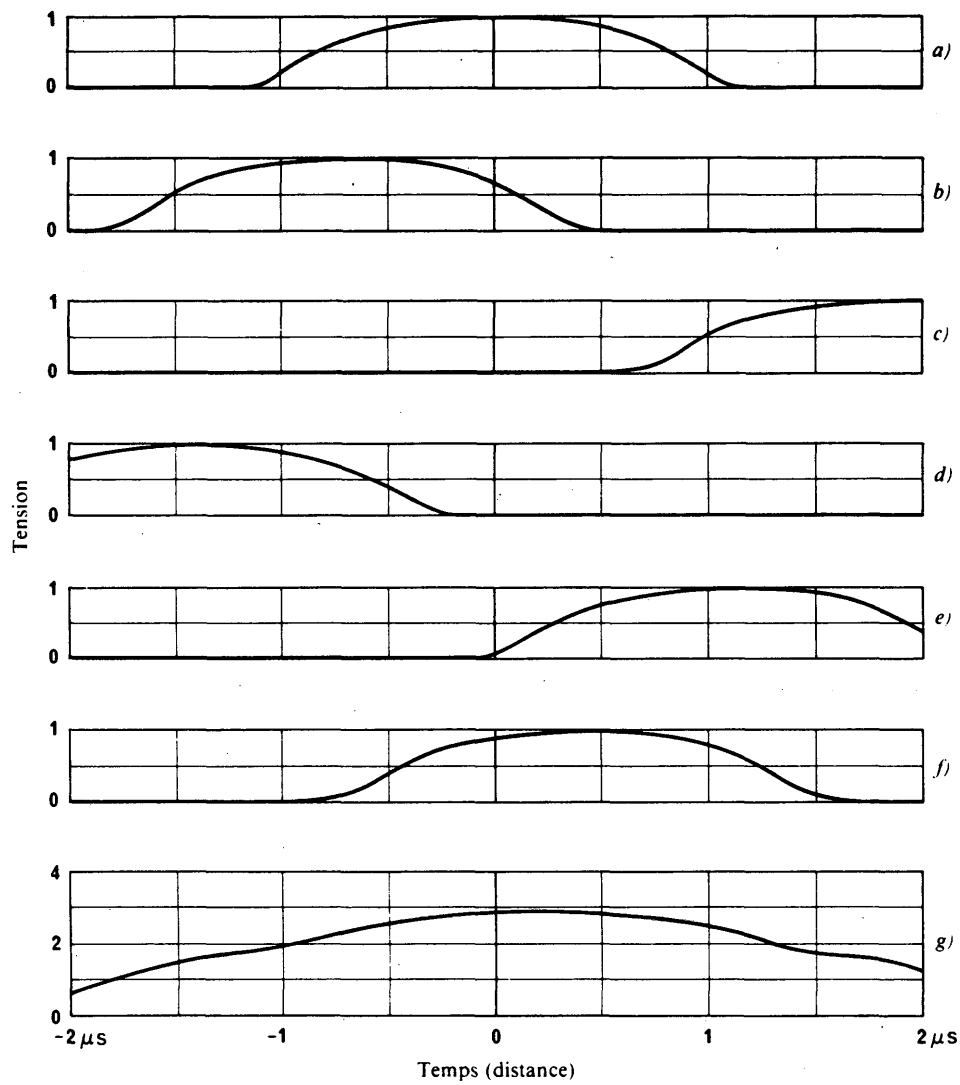


FIGURE 4 – *Signal brouilleur à la sortie de l'organe de traitement de l'azimut du système SAR*

a) à *f)* : balayages successifs

g) : signal cumulatif

TABLEAU I – *Comparaisons entre les puissances à l'entrée et à la sortie du système*

Type du signal	Puissance à l'entrée (dBm)	Traitement de la distance (gain du filtre) (dB)	Traitement de l'azimut (gain de traitement) (dB)	Puissance(1) à la sortie (dBm)
Bruit	−98,5(2)	0	35,6	−62,9
Signal utile minimal	−162,1	28	71,2	−62,9
Signal utile maximal	−134,6	28	71,2	−35,4
Signal(3) brouilleur maximal	−64	2,3	0 à 9,5(4)	−61,7 à −52,2

(1) Pour la clarté de ce tableau, les gains et les affaiblissements qui ne dépendent pas de la forme de l'onde du signal, tels que le réglage du gain du récepteur ou les affaiblissements de transmission sur le trajet espace vers Terre, n'ont pas été inclus dans le tableau.

(2) Température de l'antenne: 290 K ; température de bruit du récepteur: 550 K ; largeur de bande: 19 MHz.

(3) Pour le réglage du gain du récepteur à sa plus faible valeur.

(4) Sur la base du traitement d'impulsions d'égale puissance.

TABLEAU II – *Durée du brouillage pour chaque passage du faisceau de balayage du système de radiorepérage de Terre*

	Puissance de brouillage à l'entrée	
	Mode à faible gain −64 dBm	Mode à gain élevé −85 dBm
Durée du brouillage (s)		
– à l'horizon	0,86	Tout le temps
– à 50° en site	0,11	0,77
– au voisinage de la verticale	1,27	Tout le temps

On a pu constater en pratique que, en réalité, les images des brouillages de faible intensité avaient tendance à se «dissoudre». Par conséquent, lorsque le SAR fonctionne selon le mode à faible gain (puissance maximale du brouillage variant entre 1 et 3 dB par rapport au bruit, pour de très courtes périodes), il ne faut pas s'attendre que le brouillage soit nuisible. De plus, du point de vue opérationnel, le radar de Terre ne balayera vraisemblablement pas le satellite SAR au même azimut à chaque passage. En conséquence, l'apparition des traces de brouillage ne se produira pas dans la même trame d'image et, de ce fait, de nombreux passages donneront des images inaltérées.

Le mode à gain élevé, cependant, peut soulever quelque problème car la puissance de brouillage varie entre 1 et 10 dB pour de longues périodes, à l'horizon et autour de l'emplacement du radar de Terre. Toutefois, sans tenir compte du mode, le SAR de l'engin spatial pourrait être conçu de manière à éliminer les brouillages causés par les radars de Terre par la limitation du récepteur à +3 dBm. Cette limite réduira la gamme dynamique du SAR d'au moins 3 dB et peut-être même plus, selon les contraintes de linéarité du récepteur du SAR [NASA, 1977].

6. Résumé et conclusions

L'analyse des possibilités de brouillage d'un SAR situé sur un engin spatial, par les émissions vers l'espace d'un radar de Terre, peut être résumée comme suit:

- Le SAR illustre l'état de l'art en la matière et il est donc représentatif d'une grande variété de radars destinés à être utilisés dans l'espace.
- Dans le cas du mode de fonctionnement à faible gain du SAR, on ne s'attend à aucun brouillage nuisible.
- Dans le cas du mode de fonctionnement à gain élevé du SAR, on peut s'attendre à du brouillage perceptible; toutefois, la nature d'un tel brouillage serait similaire à celle des brouillages subis par les radars aéroportés couramment utilisés dans le service de radiolocalisation.
- Le fonctionnement d'un SAR exempt de brouillage serait réalisable grâce à l'emploi de niveaux plus bas pour la puissance de saturation du récepteur, mais au prix d'une réduction de sa gamme dynamique.

L'analyse des possibilités de brouillage d'un radar de Terre, par les émissions vers la Terre, d'un SAR situé sur un engin spatial peut être résumée comme suit:

- Le ARSR sur lequel le modèle type de radar de Terre est établi, est représentatif d'une grande variété de radars modernes largement utilisés.
- Dans le cas du mode de traitement numérique, mode le plus répandu pour le fonctionnement des radars de Terre, et dans le cas du mode intégré, les émissions du SAR ne devraient pas causer de brouillages discernables, grâce au pouvoir discriminateur de l'organe de traitement, à condition que le taux de répétition du SAR ne soit pas un multiple harmonique de celui des impulsions du radar de Terre.
- Dans le cas du mode normal ou du mode MTI, le brouillage pourrait être perceptible et être de même nature que les brouillages causés par d'autres radars aéroportés ou de Terre. Un brouillage perceptible, causé par un SAR du type Seasat, ne se produira que pendant un très faible pourcentage du temps (inférieur à 0,094%). Le brouillage à court terme est une fonction compliquée de l'angle de site entre le radar du satellite et le radar de Terre. Dans le cas de figure le plus défavorable, le brouillage pourrait se produire au cours d'une période de 12 min. Sa durée serait alors de 0,1 s par balayage pour un total de 7,2 s au cours de la période de 12 min. Les brouillages se manifestent sur plus de 1% de la surface de l'écran d'un PPI sous forme de parasites communément appelés «running rabbits».
- On a utilisé dans l'analyse une orbite de 800 km pour le SAR situé sur un engin spatial, instrument dont on peut prévoir l'utilisation sur les engins spatiaux du service d'exploration de la Terre par satellite. Les diagrammes de gain des antennes typiques des détecteurs actifs à hyperfréquences des satellites d'exploration de la Terre seront vraisemblablement de la forme $(\sin^2 X)/X^2$ $(\sin^2 Y)/Y^2$, utilisée dans l'analyse. En conséquence, la courbe $g_t g_r/R^2$ obtenue dans l'analyse est représentative pour ce type de service. L'analyse a montré que, même si l'on met en jeu des puissances aussi élevées que 2,4 kW (valeur trois fois plus grande que celle qui a servi pour les analyses et que celle du détecteur actif le plus puissant lancé jusqu'à ce jour par la NASA), la durée du brouillage serait inférieure à 0,15% du temps. Ou, réciproquement, le service de Terre serait exempt de brouillage pendant 99,85% du temps.
- Les pourcentages de temps indiqués pour le brouillage perceptible s'appliquent spécifiquement aux radars de Terre tous azimuts; ils restent cependant à peu près les mêmes dans le cas des radars de poursuite et des radars à balayage sectoriel.

La courbe $g_t g_r/R^2$ dépend strictement des configurations de couplage de gain et de distance. La Fig. 1 est fondée sur les radars particuliers de Terre et d'engin spatial pris pour cette étude. Pour localiser un point sur la courbe $g_t g_r/R^2$ (pourcentage de brouillage sur une longue période), on se fonde sur la puissance de l'émetteur brouilleur, le niveau minimal du signal que peut détecter le récepteur, la fréquence de fonctionnement et la fonction de transfert de modulation.

La conclusion à tirer de ces analyses est que le partage des fréquences est techniquement possible entre les radiodétecteurs situés à bord d'engins spatiaux et les systèmes du service de radiolocalisation. Bien que l'on ait utilisé un radiodétecteur de radionavigation aéronautique pour établir le modèle type de radiodétecteur de Terre, on n'a pas envisagé le partage des fréquences entre les radiodétecteurs situés à bord d'engins spatiaux et les systèmes du service de radionavigation aéronautique dans lesquels le souci principal est celui de la sécurité de la vie humaine, parce que des brouillages perceptibles peuvent se produire dans le cas de certains modes de fonctionnement.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

BERKOWITZ, R. S. [1965] *Modern Radar.* Wiley et Sons, New York, NY.

COOK, C. E. et BERNFELD, M. [1967] *Radar Signals.* Academic Press, New York, NY.

FAA [révisé en 1964] Federal Aviation Administration. Air route surveillance radar. Maintenance and performance specifications of the ARSR-2.

FAA [révisé en 1973] Federal Aviation Administration. Air route surveillance radar. Maintenance and performance specifications of the ARSR-1D, -1E and -1F.

NASA [1976] Functional requirements for the SEASAT-A synthetic aperture radar system, prepared for National Aeronautics and Space Administration. California Institute of Technology, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, Calif. 91103, Etats-Unis d'Amérique.

NASA [1977] Sharing analysis between active spaceborne microwave sensors and radiolocation systems, prepared for National Aeronautics and Space Administration. Systematics General Corporation, National Scientific Laboratories Division.

RIHACZEK, A. W. [1969] *Principles of High Resolution Radar.* McGraw-Hill, New York, NY.

RAPPORT 395-5

RADIOCOMMUNICATIONS POUR LES SYSTÈMES A SATELLITES MÉTÉOROLOGIQUES

(Question 12/2; Programme d'études 12C/2)

(1963-1966-1970-1974-1978-1986-1990)

1. Introduction

Selon la définition qu'en donne le Règlement des radiocommunications, le service de météorologie par satellite est un service d'exploration de la Terre par satellite pour les besoins de la météorologie. De nombreuses techniques d'observation et de transmission de données sont communes à la fois à la météorologie et à l'étude des ressources terrestres. Les objectifs des satellites météorologiques diffèrent de ceux des autres satellites d'exploration de la Terre et à l'exception de quelques fonctions de détection, accomplies dans le cadre des attributions du service d'exploration de la Terre par satellite, les satellites météorologiques sont exploités dans des bandes attribuées spécifiquement à ce service.

Le présent Rapport concerne les besoins en fréquences du système opérationnel actuel des satellites sur orbite basse et géostationnaires, utilisant des capteurs passifs dans les portions infrarouge et hyperfréquences (ondes millimétriques) du spectre électromagnétique. Les bandes de détection utilisées sont celles qui sont sélectionnées pour une mesure optimale des températures à la surface et au sommet des nuages, pour le calcul des profils verticaux de température et d'humidité (sondages) de l'atmosphère et pour l'estimation des vents à diverses altitudes. Ce Rapport fait également référence aux fréquences nécessaires pour l'utilisation des capteurs actifs destinés à permettre la détermination des paramètres déjà mentionnés, ainsi que l'état de la mer, la mesure des vents à des hauteurs multiples et, par-dessus tout, la détermination de profils plus détaillés et plus précis de la température et de l'humidité à tous les niveaux de l'atmosphère, à l'échelon mondial et à des intervalles de temps plus rapprochés.

2. Systèmes à satellites météorologiques

Les satellites météorologiques opérationnels font partie intégrante du programme d'observation de l'Organisation météorologique mondiale (OMM), appelé Programme de veille météorologique mondiale (VMM) [OMM, 1983]. L'exploitation des satellites du Programme VMM est décrite dans [OMM, 1975]. La coordination et la planification des futurs satellites, y compris la normalisation des capteurs et l'utilisation des fréquences, sont effectuées dans le cadre de l'OMM, tant en ce qui concerne les satellites géostationnaires que les satellites sur orbit basse. Un groupe ad hoc de tous les opérateurs de satellites météorologiques géostationnaires appelé: Coordination des satellites météorologiques géostationnaires (CGMS) [CGMS, 1984], se réunit tous les ans depuis 1972. D'autres organisations existent pour coordonner les besoins des satellites sur orbite basse, par exemple, le Groupe international des satellites météorologiques sur orbite polaire (IPOMS).

2.1 *Satellites sur orbite basse*

Des satellites météorologiques gravitant sur orbite basse, placés généralement sur une orbite héliosynchrone, sont exploités par les Etats-Unis et l'URSS [URSS, 1981]. Leurs capteurs comprennent des imageurs multibandes, possédant un champ de vision instantanée de 1 km et un dispositif de mesure du profil de la température et de l'humidité atmosphériques utilisant jusqu'à 23 canaux infrarouges et 5 canaux hyperfréquences, pour la détermination de la structure troposphérique et stratosphérique.

Le Tableau I présente les caractéristiques des satellites météorologiques sur orbite basse actuels.

TABLEAU I – *Satellites météorologiques sur orbite basse*

Nom	Altitude (km)	Période de révolution (min)	Nom	Bande	Champ de vision (1) (km)
METEOR (URSS)	900	102	Téléphotomètre à balayage	0,5-0,7 µm	1
			Téléphotomètre à balayage	0,5-0,7 µm	2
			Radiomètre infrarouge à balayage	8-12 µm	8
			Spectromètre (8 canaux)	11,10-18,70 µm	30
NOAA (Etats-Unis d'Amérique)	850	101	Imageur (radiomètre perfectionné à très grande résolution) (AVHRR) (5 canaux)	0,58-12,5 µm	1
			Sondeur à infrarouge à grande résolution (HIRS) (20 canaux)	0,69-14,96 µm	17,5
			Sondeur stratosphérique (SSU) (3 canaux)	15 µm	147,3
			Sondeur à hyper fréquences (MSU) (4 canaux)	5,5 mm	105

(1) Champ de vision instantanée au point sous satellite.

AVHRR: advanced very high resolution radiometer
HIRS: high infra-red resolution sounder
SSU: stratosphere sounding unit
MSU: microwave sounding unit

2.2 *Satellites géostationnaires*

Etant donné que les satellites géostationnaires observent continuellement les secteurs de la Terre qui leur sont dévolus, ces types de satellites ont vu leur importance s'accroître comme plates-formes de détection et de relais de données pour de nombreux phénomènes naturels survenant très rapidement et risquant de mettre en péril des populations: ouragans, tornades, orages et perturbations frontales de grande violence, inondations «soudaines», séismes et tsunamis.

Les satellites géostationnaires actuellement opérationnels possèdent des imageurs multibandes et, dans le cas des engins spatiaux américains, des canaux supplémentaires pour des sondages expérimentaux. Les expérimentations indiquent que les sondages effectués à partir de satellites géostationnaires peuvent avoir une qualité égale à ceux effectués à partir de satellites placés sur orbite basse. Cependant, il n'existe pas encore de capteurs conçus pour effectuer des sondages à partir des satellites géostationnaires à un rythme aussi rapide que celui du balayage des images [Johnson, 1984].

Le Tableau II présente les satellites géostationnaires actuels et prévus.

TABLEAU II – *Satellites météorologiques géostationnaires*

Exploitant	Nom	Emplacement
ESA	METEOSAT	0° E
Inde	INSAT	74° E
Japon	GMS	140° E
Etats-Unis d'Amérique	GOES-West	135° O
Etats-Unis d'Amérique	GOES-East	75° O
Etats-Unis d'Amérique	GOES-Central (WEFAX seulement)	107° O
URSS (prévu)	GOMS	76° E
URSS (prévu)	GOMS-1	14° O
URSS (prévu)	GOMS-2	166° E

3. Besoins des satellites météorologiques en matière de télécommunication

Des télécommunications spatiales pour les satellites météorologiques sont requises pour plusieurs fonctions différentes, à savoir:

- pour la transmission directe des données détectées du satellite aux stations terriennes;
- pour les mesures de détection active et passive de l'atmosphère, dans la bande infrarouge, dans le spectre de la lumière visible et dans plusieurs bandes hyperfréquences 1-200 GHz;
- pour le relais de données entre les capteurs situés à Terre dans des régions peu accessibles (c'est-à-dire les plates-formes de collecte de données) et les installations centrales de traitement de données (Rapport 538) pour la diffusion des données traitées par les capteurs et par les plates-formes de collecte de données, des données météorologiques analysées et d'autres résultats entre les installations centrales de traitement et les utilisateurs éloignés, sur terre, sur mer, ou dans les airs et
- pour la commande des satellites, la commutation des capteurs et pour les multiples fonctions de surveillance.

3.1 *Fréquences et largeurs de bande des mesures*

3.1.1 *Mesures passives*

Le choix des bandes spectrales pour la détection passive de l'atmosphère est déterminé par la nature de la transmission atmosphérique des rayonnements électromagnétiques. Ces bandes totalisent une largeur de bande allant de quelques mm dans l'infrarouge jusqu'à quelques MHz en hyperfréquences (Rapport 693 et Recommandation 515).

Dans la région infrarouge du spectre comme dans celle des hyperfréquences, les bandes de fréquences utiles pour le sondage atmosphérique et la télédétection à la surface sont celles où il se produit soit une interaction marquée, soit une interaction minimale entre les composants atmosphériques et le passage de l'énergie rayonnée. Des fréquences sont sélectionnées comme suit, en fonction des réactions qui se produisent:

- avec l'ozone (O_3) pour la détermination des températures et des vents dans la stratosphère;
- entre les rayonnements et la vapeur d'eau et le bioxyde de carbone, pour la détection trospophérique et
- dans les canaux «fenêtres» atmosphériques (intercalaires) pour détecter les températures et les caractéristiques de surface.

Les bandes hyperfréquences déjà utilisées par des satellites expérimentaux et opérationnels sont les suivantes: 1,27; 1,4; 3,5; 6,6; 8,8; 10,7; 13,5; 13,9; 14,6; 19,35; 22; 31; 33; 37 et 50-60 GHz pour les profils de température et d'humidité atmosphériques et, pour la température au niveau de la mer, la rugosité de la surface et la glace de mer. Les bandes de 104, 118 et 140 comportent des fenêtres et les bandes d'absorption adéquates pour déterminer les profils de température atmosphérique se produisent à 118 et 183 GHz (Fig. 1 du Rapport 852). Les bandes dont l'utilisation est prévue actuellement pour un sondeur perfectionné à hyperfréquences (AMSU), qui sera lancé au moyen des satellites de la série NOAA à partir de 1989, sont données dans le Tableau III (Rapport 693).

TABLEAU III – *Canaux utilisés pour le sondeur perfectionné à hyperfréquences (AMSU)*

Fréquence (GHz)	Largeur de bande (MHz)	Observations
23,8	270	Eau précipitable totale au-dessus des océans
31,4	200	Fenêtre pour nuages et précipitations
50,3	200	Profils de température (O_2)
52,8	400	
53,3	400	
54,4	400	
54,9	400	
55,5	400	
57,3 (6 canaux)	330	
89	6000	Détection à haute résolution des précipitations, de la glace de mer, de la neige et des caractéristiques de terrain
166	4000	Profils de vapeur d'eau (H_2O)
183,3 (3 canaux)	4000	

3.1.2 *Mesures actives*

Le Rapport 693 décrit les largeurs de bande et les bandes de fréquences préférées des capteurs actifs à hyperfréquences. L'utilisation de capteurs actifs à bord de satellites reste toujours au stade expérimental. Les observations de vents à la surface des océans à l'aide de diffusiomètres prévus pour les futurs satellites d'exploration de la Terre [Rapport 535] pourront être faites par les futurs satellites météorologiques. Des largeurs de bande à 1 MHz à proximité de 15 GHz sont nécessaires pour ces capteurs. Des lasers à impulsions (LIDAR) sont prévus pour fonctionner aux longueurs d'onde de l'infrarouge pour mesurer le déplacement des aérosols et des nuages. Ces mesures au moyen des LIDAR permettront le calcul du profil des vents atmosphériques [Johnson, 1982; Miller et Sparkman, 1984].

3.2 *Fréquences et largeurs de bande pour les transmissions de données*

Les satellites météorologiques sur orbite basse ou géostationnaires ont besoin de largeurs de bande appropriées pour les liaisons de données montantes et descendantes, pour la lecture des données concernant les images brutes et le sondage et pour la diffusion directe des informations météorologiques obtenues. Pour permettre le relais de données entre les plates-formes éloignées de collecte de données (y compris les navires, les aéronefs et les bouées) et les installations centrales de traitement, il convient de disposer de largeur de bande supplémentaire au niveau des répéteurs.

3.2.1 *Satellites sur orbite basse*

L'imagerie multibande dans le visible et l'infrarouge à partir de satellites sur orbite basse, nécessite des liaisons descendantes avec des largeurs de bande d'environ 2,8 MHz pour des champs de vision instantanée de 1 km (visible et infrarouge). L'adjonction future de canaux spectraux et une réduction du champ de vision à 500 m entraîneront probablement le doublement du débit de la mission d'ici à la fin du siècle. Des largeurs de bande jusqu'à 100 MHz peuvent être requises pour la transmission des données de LIDAR ou d'autres capteurs actifs.

Il apparaît peu probable qu'une amélioration des possibilités de traitement de données dans l'espace se traduise par une réduction du flux de données d'images. A l'heure actuelle, il semble peu justifié d'effectuer ce traitement dans l'espace. En effet, les besoins actuels de traitement dans des stations au sol des données fournies par les imageurs entraînent l'augmentation du flux de données, car les canaux de données brutes peuvent être combinés de différentes façons pour fournir diverses sorties produites, par exemple, la température au niveau de la mer, l'indice de végétation, etc. [Dismachek et autres, 1980].

Les données fournies par des sondeurs sur orbite basse, tout en nécessitant de nombreux canaux (environ 30, depuis TIROS-N, 1978), ont des champs de vision instantanée importants et un débit correspondant faible, actuellement de 3680 bit/s. Dans un avenir prévisible, cela ne devrait probablement pas augmenter de plus d'un facteur de 2 à 4.

Les largeurs de bande pour de plus grands débits de données d'images ne sont pas disponibles dans les bandes de fréquences assignées actuellement. Il semble probable qu'un passage à de plus hautes fréquences sera nécessaire pour les liaisons descendantes véhiculant les données de mission.

Le Tableau IV récapitule les fréquences utilisées actuellement par les satellites météorologiques sur orbite basse. La Fig. 1 illustre un système de télécommunications type de satellites placés sur orbite basse.

TABLEAU IV – *Fréquences utilisées par les satellites météorologiques sur orbite basse*

a) *Satellites de la série NOAA (Etats-Unis)*

Trajet	Fréquence porteuse (MHz)	Direction
1. Balise	137,77 136,77 (1)	E-T
2. APT en temps réel	137,50 137,62	E-T
3. HRPT en temps réel	1698,0 1707,0	E-T
4. Données de mission vers stations de commande et d'acquisition	1698,0 1702,5 1707,0	E-T
5. Système de collecte de données	401,65	T-E
6. Télécommande	148,56	T-E
7. Recherche et sauvetage	121,5 243,0 406,05	T-E
8. Recherche et sauvetage	1544,0	E-T

b) *Satellites de la série METEOR (URSS)*

Trajet	Fréquence porteuse (MHz)	Direction
1. APT en temps réel	137,15 137,30 137,40 137,50	E-T
2. Lecture des données de la mission	466,50	E-T
3. Recherche et sauvetage	121,5 243,0 406,05	T-E
4. Recherche et sauvetage	1544,0	E-T

(1) Le statut d'attribution de cette fréquence sera le statut secondaire à partir de 1990 (CAMR-79).

APT: transmission automatique des images (automatic picture transmission)
HRPT: transmission des images à haute résolution (high resolution picture transmission)
E: espace
T: Terre

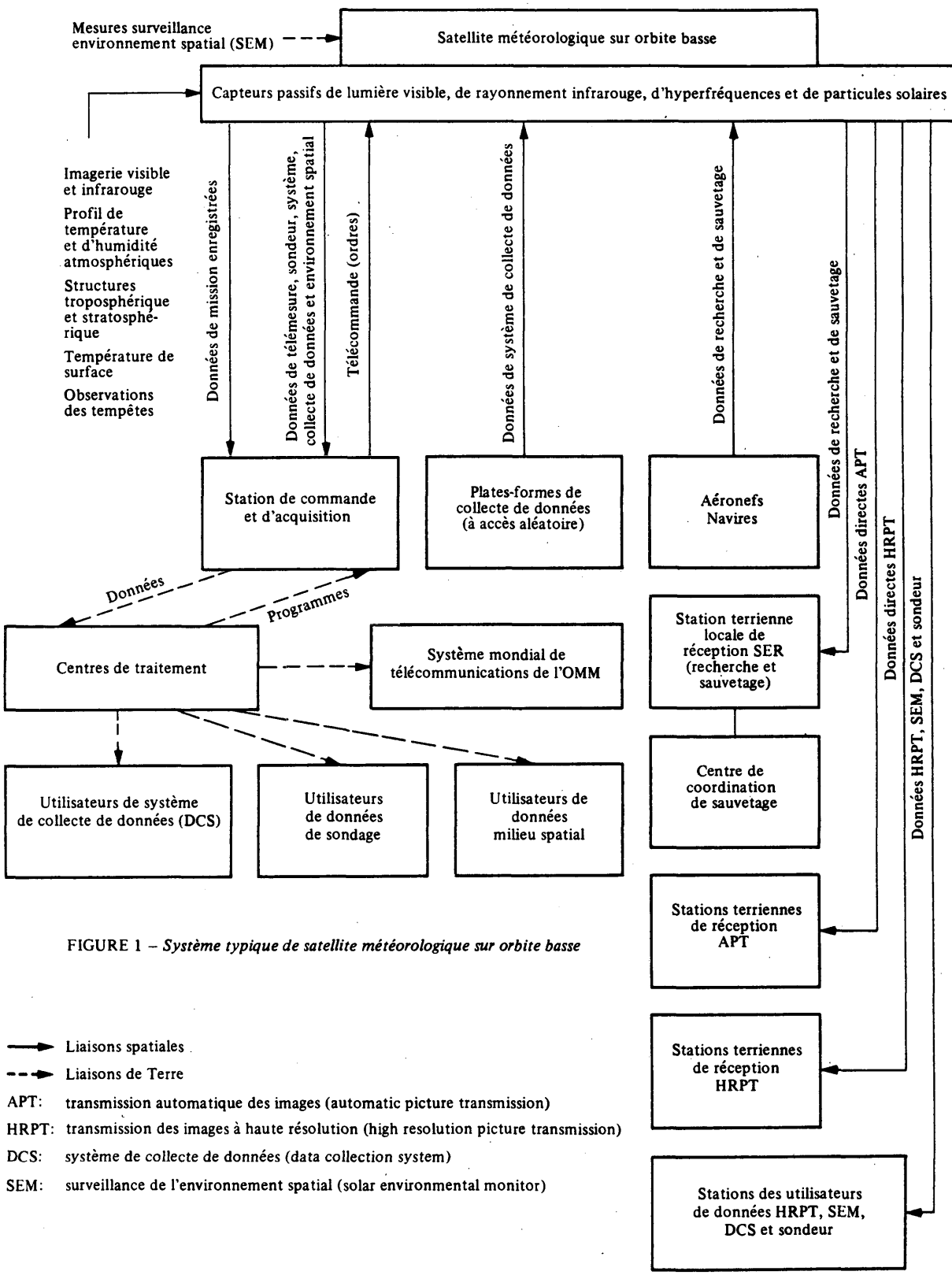


FIGURE 1 – *Système typique de satellite météorologique sur orbite basse*

Liaisons spatiales

Liaisons de Terre

APT: transmission automatique des images (automatic picture transmission)

HRPT: transmission des images à haute résolution (high resolution picture transmission)

DCS: système de collecte de données (data collection system)

SEM: surveillance de l'environnement spatial (solar environmental monitor)

TABLEAU V – *Fréquences des satellites météorologiques géostationnaires*

(Toutes les fréquences mentionnées sont en MHz sauf pour INSAT et elles indiquent la fréquence centrale du canal)

	METEOSAT	GOES	GMS	GOMS	INSAT
Lancement TM	137,08	2214	2280,72		
Exploitation TM	1675,929	1694	1694		
Lancement TC	149,34		2100,16		
Exploitation TM	2098	2034,2	2034,2		
Voies PCD	66	66	133 (2)	66	33
Réponse PCD (T-E)	402,1	401,9	402,2	401,9	402,75
Réponse PCD (E-T)	1675,281	1694,5	1694,5	1696,9	4 GHz
Interrogation PCD (T-E)	2098	2034,9	2034,9	2118,85	
Interrogation PCD (E-T)	468,9	468,825	468,8	468,85	
Débit images brutes	166 kbit/s (2,7 Mbit/s) (1)	28 Mbit/s	14 Mbit/s	1,5 Mbit/s	400 kbit/s
Image brute	1686,833	1681,6	1681,6	1685	4 GHz
Diffusion canal I (T-E)	2101,5	2032,1 (WEFAX seulement)	2033 (WEFAX seulement)	2116 (WEFAX seulement)	
Diffusion canal I (E-T)	1691	1691 (WEFAX seulement)	1691 (WEFAX seulement)	1691 (WEFAX seulement)	
Diffusion canal II (E-T)	2105	2029,1	2029,1	2117 (WEFAX seulement)	
Diffusion canal II (T-E)	1694,5	1687,1	1687,1	1692 (WEFAX seulement)	
Mesure de distance à haute précision (T-E)	2101,5 2105	2026 2030,2 2032,2	2026 2030,2 2032,2		
Mesure de distance à haute précision (E-T)	1691 1694,5	1684 1688,2 1690,2 2209,086	1684 1688,2 1690,2		

(1) Mode de réserve.

(2) International 33 voies, national 100 voies

TM: télémesure
TC: télécommande
PCD: plate-forme de collecte de données
WEFAX: télécopie météorologique
T: Terre
E: espace

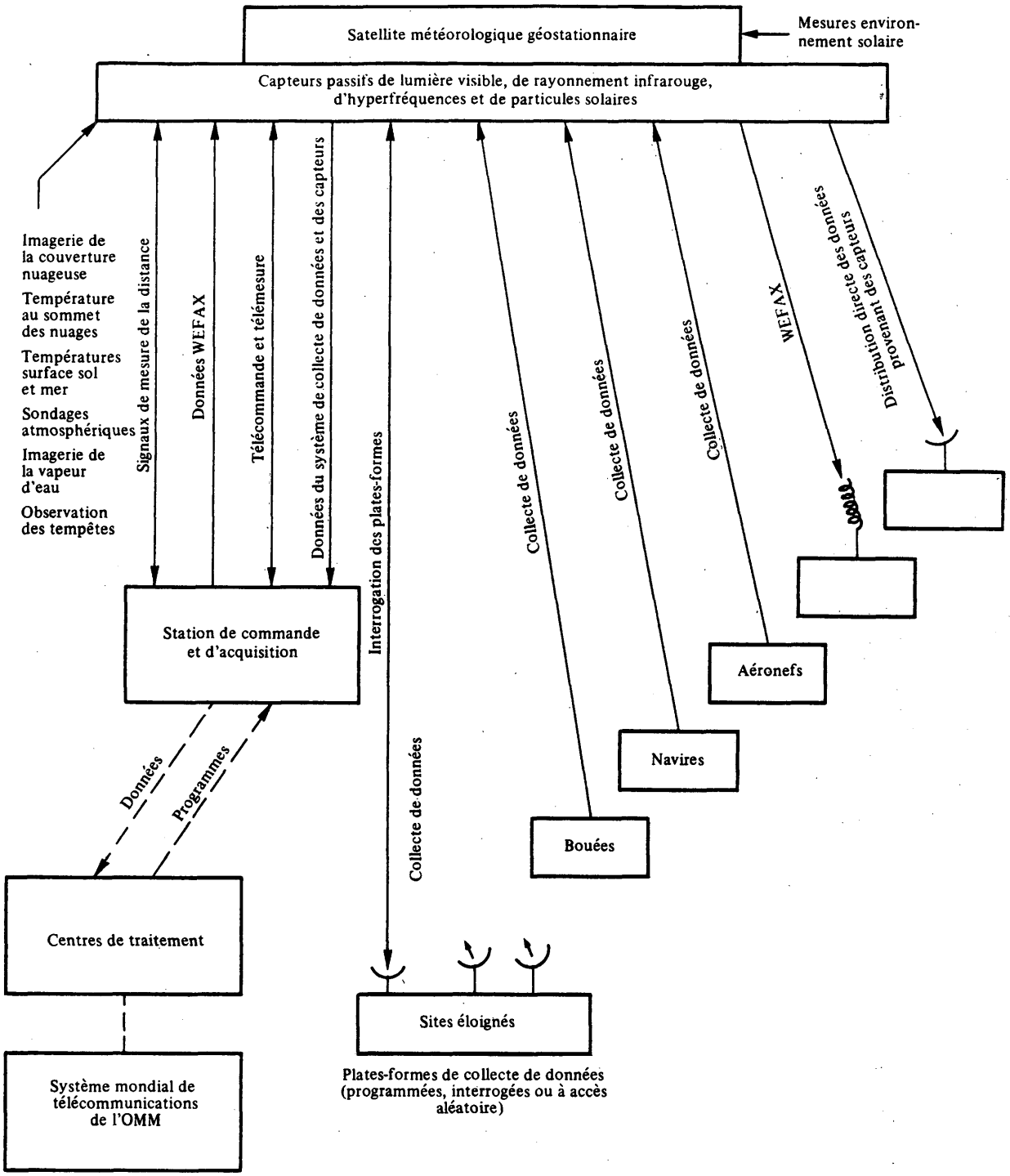


FIGURE 2 – *Système type de satellite météorologique géostationnaire*

→ Trajets spatiaux

- - → Trajets terrestres

WEFAX: Télécopie météorologique

3.2.2 *Satellites géostationnaires*

L'utilisation d'une plate-forme gyroscopique pour l'observation de la Terre à partir d'orbites de satellites géostationnaires pénalise lourdement la conception des détecteurs et les débits de données: les détecteurs sur plates-formes gyroscopiques affectés à des tâches de formation d'images et de sondage «voient» la Terre pendant seulement 1/18^{e} de la durée de chaque révolution de la plate-forme. Les débits, pendant cette brève observation de la Terre, atteignent 28 Mbit/s. «Ralentie» par une station au sol de façon à remplir les 17/18^{e} restants de chaque révolution, la retransmission des données s'effectue à un débit réduit à 1,75 Mbit/s.

Les progrès accomplis en matière de stabilisation des engins spatiaux permettront l'emploi d'une plate-forme de détection non gyroscopique, avec pour effet de diminuer les débits maxima jusqu'à 2 Mbit/s. Le succès rencontré par INSAT en tant que satellite géostationnaire à applications multiples stabilisé sur trois axes et doté d'un détecteur à formation d'images a montré qu'une plate-forme de formation d'images à corps stabilisé est réalisable.

Le Tableau V récapitule les fréquences actuellement utilisées par les satellites météorologiques géostationnaires. La Fig. 2 montre un système type de télécommunications de satellites météorologiques géostationnaires.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

CGMS [10-13 avril 1984] Final Report of the 13th Meeting of the Coordination of Geostationary Meteorological Satellites (CGMS). Secrétariat, METEOSAT Operational Programme, Agence spatiale européenne, Paris, France.

DISMACHEK, D. et autres [1980] National Environmental Satellite Service Catalog of Products. Third Edition, Report NESS 109. National Oceanic and Atmospheric Administration, National Weather Service, Boulder, CO 80303, Etats-Unis d'Amérique.

JOHNSON, A. [1982] Satellites in Meteorology, Oceanography and Hydrology, Rapport de l'OMM N° 585.

JOHNSON, D. [1984] Satellite Capabilities to 1995 for Meteorology and Operational Hydrology, Document technique de l'OMM. DT/OMM N° 56.

MILLER, D. et SPARKMAN, S. [1984] Future U.S. Meteorological Satellites. Compte rendu, 35^{e} Congrès de la Fédération astronautique internationale, Lausanne, Suisse.

URSS [1981] Soviet Remote Sensing «METEOR»-type space vehicles, present and future development trends. National Paper, USSR, Second UN Conference on the Peaceful Uses of Outer Space (UNISPACE-82).

OMM [1975] Information on Meteorological Satellite Programmes. Operated by Members and Organizations. Publ. de l'OMM N° 411, avec mises à jour annuelles; dernier supplément annuel N° 12 (1986).

OMM [1983] World Weather Watch, the Plan and Implementation Programme 1984-1987. Rapport de l'OMM N° 617.

RAPPORT 541-3

POSSIBILITÉ DE PARTAGE DES FRÉQUENCES ENTRE UN SYSTÈME A SATELLITES MÉTÉOROLOGIQUES GÉOSTATIONNAIRES ET LE SERVICE DES AUXILIAIRES DE LA MÉTÉOROLOGIE AU VOISINAGE DE 400 MHz ET DANS LA PARTIE SUPÉRIEURE DE LA BANDE 9 (1 A 3 GHz)

(Programme d'études 12C/2)

(1974-1978-1982-1990)

1. Introduction

On trouvera dans ce Rapport une description succincte des systèmes typiques d'auxiliaires de la météorologie et des systèmes à satellites qui peuvent utiliser en partage des bandes de fréquences au voisinage de 400 MHz et dans la partie supérieure de la bande 9 (1 à 3 GHz). On trouvera également l'énoncé de critères de partage qui garantissent qu'aucun système de l'un ou l'autre type ne subit ni ne cause des brouillages nuisibles.

1.1 *Caractéristiques des systèmes à satellites météorologiques*

Les systèmes à satellites météorologiques considérés dans le présent Rapport sont actuellement en exploitation; ce sont le système à satellite géostationnaire opérationnel pour l'étude du milieu (GOES), qui a été développé aux Etats-Unis d'Amérique, le système METEOSAT qui a été développé par l'Agence spatiale européenne (ASE), et le système à satellites météorologiques géostationnaires qui a été développé au Japon. Ces systèmes sont dotés de liaisons de télécommunication au voisinage de 400 MHz et dans la partie supérieure de la bande 9. Les Tableaux I, II, III, IV, V et VI donnent les caractéristiques typiques des émetteurs, des récepteurs et des antennes de ces systèmes qui présentent de l'importance dans une analyse du brouillage dans la bande 9.

Les systèmes en question utilisent aussi des fréquences voisines de 400 MHz pour transmettre au satellite des informations à partir de plates-formes de collecte de données (PCD) basées au sol, et à partir de bouées océaniques. Le Tableau VIIa donne des renseignements techniques sur les PCD. Les renseignements peuvent être fournis par les plates-formes soit en réponse à des interrogations en provenance du satellite, soit automatiquement, à intervalles réguliers réglés par une horloge interne. Les caractéristiques du récepteur de satellite utilisé dans cette liaison sont indiquées dans le Tableau VIIb.

TABLEAU I – *Caractéristiques du système à satellite GOES qui entrent en jeu dans les questions de partage des fréquences dans la partie supérieure de la bande 9 – Emetteurs*

Emetteurs	p.i.r.e. (dBW)	G_t (dB)	Emission	Puissance surfacique à la surface de la Terre dans une bande de 1,5 MHz (dB(W/m²))
Satellite météorologique synchrone				
vers TAD (1) (données météorologiques)	27,9	15,7	M25F9	−146,3
vers TAD/TARS (2) (données de distance)	27,9	15,7	M1F9	−134,1
vers STLD (3) (données étalées)	27,9	15,7	M3,5F9	−137,7
vers CP (4) (données de fac-similé)	27,9	15,7	26F4	−134,1
vers TAD (données PCD (5))	7,0	15,7	400F9	−155,0
vers TAD (télémesure)	14,0	15,7	200F9	−167,5
Stations terriennes de météorologie par satellite				
TAD (données étalées)	73,4	46,4	M3,5F9	
TAD (données de fac-similé)	73,4	46,4	26F4	
TAD (liaisons de télécommande)	56,4	46,4	30F9	
TAD (interrogation PCD)	56,4	46,4	0,1F9	
TAD (données de distance)	64,4	46,4	M1F9	
TARS (données de distance)	45,0	30,1	M1F9	

(1) TAD: Station de télécommande et d'acquisition des données.

(2) TARS: "Turn-around ranging station": ce système émet un signal continu non modulé sur 1684,0; 1688,2 et 1699,2 MHz pendant les 10 s de fonctionnement selon le mode acquisition.

(3) STLD: Station terrienne de lecture directe.

(4) CP: Station-centre de prévision.

(5) PCD: Plate-forme de collecte de données.

TABLEAU II – *Caractéristiques du système à satellite GOES qui entrent en jeu dans les questions de partage des fréquences dans la partie supérieure de la bande 9 – Récepteurs*

Récepteurs	G_r (dB)	T_s (K)	Largeur de bande de bruit
Satellite de météorologie			
(Données)	9,2	1630	8,2 MHz
(Télécommande)			60 kHz
(Interrogation PCD)			150 kHz
TAD (1)	47,6	100	25 MHz
			8,2 MHz
(Télémesure)			200 kHz
(Rapports PCD)			400 kHz
STLD (1)	37,5	300	3,5 MHz
CP (1)	30,0	1500	50 kHz

(1) Voir le Tableau I.

TABLEAU III – *Caractéristiques du système à satellite METEOSAT qui entrent en jeu dans les questions de partage des fréquences dans la partie supérieure de la bande 9 – Emetteurs*

Emetteurs	p.i.r.e. max (dBW)	G_t (dB)	Emission	Puissance surfacique maximale à la surface de la Terre (point de projection du satellite) (dB(W/m²))	
				Moyenne sur une largeur de bande de 1,5 MHz	Moyenne sur une largeur de bande de 4 kHz
Satellite METEOSAT					
– vers DATTS(1) (données d'images brutes) . .	6,5	14	660F9	–155,6	–174,6
– vers DATTS/LBT(2) (données de mesure de distance)	21,3	14	660F9	–140,8	–159,8
– vers DATTS/SUD.P(3) images à grande résolution)	21,3	14	660F9	–140,8	–159,8
– vers DATTS/SUD.S(4) (données de fac-similé)	21,3	14	26F4	–140,8	–144,4
– vers DATTS (réponse des PCD)					
normal	3,2	14	200F9	–158,9	–175,9
éclipse	–9,2	3	200F9	–171,3	–180
– vers DATTS (télémesure de maintenance)					
normal	–5	14	30F9	–167,1	–175,9
éclipse	–16,2	3	30F9	–178,3	–187
Station terrienne de météorologie par satellite					
– de DATTS (images à grande résolution)	64	47	660F9		
– de DATTS (données de fac-similé)	64	47	26F4		
– de DATTS (interrogation des PCD)	57	47	7F9		
– de DATTS (télécommande HK)	57	47	30F9		
– de DATTS (données de mesure de distance). .	64	47	660F9		
– des LBT (données de mesure de distance) . . .	57	35	660F9		

(1) DATTS: Station de poursuite, de télécommande et d'acquisition de données "Data Acquisition, Telecommand and Tracking Station".

(2) LBT: Répéteur basé au sol "Land-Based Transponder" servant aux opérations de mesure de distance.

(3) SUD.P: Station utilisatrice de données primaire "Primary data user station".

(4) SUD.S: Station utilisatrice de données secondaire "Secondary data user station".

TABLEAU IV – *Caractéristiques du système à satellite METEOSAT qui entrent en jeu dans les questions de partage des fréquences dans la partie supérieure de la bande 9 – Récepteurs*

Récepteurs	G_r (dB)	T_s (K)	Largeur de bande de bruit
Satellite météorologique			
(Données diffusées ou données de mesure de distance)	3	750	1000 kHz
(Télécommande de maintenance)			200 kHz
(Interrogation des PCD)			200 kHz
DATTS			
(Données d'images brutes)	45	115	25 kHz
(Réponses des PCD)			
(Télémesure de maintenance)			
(Données de mesure de distance)			
SUD.P	35	250	1000 kHz
SUD.S	30	560	50 kHz
LBT	30	250	1000 kHz

TABLEAU V – *Caractéristiques des émetteurs du système SMG qui sont importantes pour le partage des fréquences dans la partie supérieure de la bande 9*

Emetteur	*p.i.r.e.* max. (dBW)	G_t max. (dB)	Emission	Puissance surfacique maximale à la surface de la Terre pour une largeur de bande de 1,5 MHz (dB(W/m²))
Satellite SMG				
vers STAD (1) (données VISSR)	29	18	20M0G1D	- 133
vers STAD/TARS (2) (mesures de distance)	17	18	1M00G3D	- 145
vers STAD/MDUS (3) (images à haute résolution)	29	18	1M00F3C	– 133
vers STAD/SDUS (4) (images à faible résolution)	29	18	260KF3C	– 133
vers STAD (rapport PCD)	6,3	18	2K00G1D	- 157,6
vers STAD (télémesure de maintenance)	15,6	18	400KG9D	- 147
Station terrienne de météorologie par satellite				
de STAD (images à haute résolution)	77	50	1M00F3C	
de STAD (images à faible résolution)	70	50	260KF3C	
de STAD (interrogation PCD)	54	50	6K00G1D	
de STAD (télécommande)	54	50	35K0G D	
de STAD (données de mesure de distance)	67	50	1M00G3D	
de TARS (données de mesure de distance)	52	33	1M00G3D	

(1) Station de télécommande et d'acquisition de données.

(2) Station de mesure de distance aller et retour.

(3) Station moyenne utilisatrice de données.

(4) Petite station utilisatrice de données.

TABLEAU VI – *Caractéristiques des récepteurs du système SMG intéressant le partage des fréquences dans la partie supérieure de la bande 9*

Récepteurs	G_r (dB)	T_s (K)	Largeur de bande de bruit
Satellite météorologique			
(données diffusées et données de mesure de distance)	18	1540	8,2 MHz
(télécommande)			60 kHz
(interrogation)			200 kHz
STAD			
(données VISSR)	48	80	20 MHz
(rapports PCD)			
(télémesure de maintenance)			
(données de mesure de distance)			
MDUS	35	300	1 MHz
SDUS	30	500	260 kHz
TARS	32	600	1 MHz

TABLEAU VII – *Caractéristiques des systèmes à satellite météorologique dans le voisinage de 400 MHz*

TABLEAU VIIa

Caractéristiques des plates-formes de collecte de données (basées au sol) (pour des angles de site du satellite inférieurs à 45°)	GOES (Valeurs types)	Meteosat (Valeurs types)	SMG (Valeurs types)
Puissance d'émission (dBW)	7	7	10/13
Pertes dans le système d'alimentation (dB)	0,5	0,5	6
Gain de l'antenne (dB)	10	10	9
Affaiblissement sur le trajet (espace libre) (dB)	177	177	177
Pertes par polarisation (dB)	0,2	1	8
Gain de l'antenne du satellite (dB)	7,3	0,5	
Pertes dans le système d'alimentation (dB)	2,9	1,4	
Puissance reçue (dBW)	−156,3	−162,4	-152/-149

TABLEAU VIIb

Caractéristiques du récepteur du satellite	GOES	Meteosat	SMG
Fréquence centrale (MHz)	401,9	402,1	402,2
Largeur de bande (kHz)	400	200	400
Gain de l'antenne (dB) (compte tenu des pertes dans le système d'alimentation)	4,4	0	8
Température de bruit (K)	385	600	710

1.2 *Caractéristiques du système d'auxiliaires de la météorologie*

Les caractéristiques du système d'auxiliaires de la météorologie considérées dans le présent Rapport sont celles d'un système type de radiothéodolite/radiosonde servant à rassembler des renseignements météorologiques. Les auxiliaires (radiosondes) sont lancés par les stations du service météorologique jusqu'à quatre fois par jour. Ces lancements sont coordonnés; ils ont lieu généralement vers 0000, 0600, 1200 et 1800 UTC. Les radiosondes emportées par les ballons émettent des données de température, de pression et d'humidité vers des radiothéodolites au sol, en même temps qu'elles s'élèvent dans l'atmosphère jusqu'à une altitude d'environ 30 km. Leurs durées de vie sont généralement comprises entre une heure et une heure et demie; elles sont limitées par l'éclatement du ballon et par l'épuisement des générateurs d'énergie «activés» par eau.

On utilise deux types d'émetteurs de radiosonde dans la bande de 400,15 MHz à 406 MHz: un de ces types d'émetteurs fournit une puissance maximale de 1 W au lancement; il est équipé d'un oscillateur non stabilisé. L'autre type est un émetteur de 0,5 W piloté par quartz; en plus de l'émission des caractéristiques atmosphériques, cet appareil retransmet des émissions Omega ou Loran C qui permettent de déterminer des positions. L'expérience a montré que la puissance d'émission diminue avec l'altitude, probablement en raison de l'affaiblissement des piles. Cette diminution de puissance d'émission est d'environ 3 dB lorsque la radiosonde se trouve à son altitude maximale.

La radiosonde est équipée d'une antenne unipolaire quart d'onde qui a un gain maximal de 2 dB par rapport à une antenne isotrope et qui émet un signal dont la polarisation est nominalement verticale. On admet généralement que la distance maximale que peut atteindre une radiosonde par rapport à son point de lancement et à la station de réception est de 200 km. Un émetteur de radiosonde fonctionne en modulation d'amplitude, mais, étant donné ses caractéristiques, il se produit aussi une importante modulation de fréquence.

Les stations de réception des signaux de radiosonde sont équipées d'un réseau de doublets qui donne un gain isotrope d'environ 9 dB. Les récepteurs doivent être assez sensibles pour pouvoir recevoir des signaux de −145 dBW, mais les spécifications requises pour les signaux pourront être de −130 dBW. Le niveau minimal d'un signal de radiosonde à l'entrée du récepteur n'est généralement pas inférieur à −127 dBW (en admettant l'affaiblissement dans l'espace libre), ce qui laisse une certaine marge. Dans ces conditions, la valeur minimale du rapport porteuse/brouillage permettant un fonctionnement satisfaisant ne peut être inférieure à environ 6 dB. Comme les radiosondes émettent en permanence pendant toute leur durée de vie et comme les paramètres mesurés varient très lentement, des périodes de brouillage de courte durée ne sont pas particulièrement gênantes. Pour faire l'estimation des données manquantes, on peut souvent interpoler entre les valeurs des données reçues. Pour chaque paramètre météorologique, la période de transmission est comprise entre 10 s et 1 min. Jusqu'à présent, les services des Etats-Unis d'Amérique n'ont pas eu connaissance de brouillages causés à la réception des émissions de radiosonde. Le Tableau VIII récapitule les caractéristiques du système d'auxiliaires de la météorologie pour les fréquences voisines de 400 MHz.

Les systèmes d'auxiliaires de la météorologie qui émettent dans la partie supérieure de la bande 9 ont des caractéristiques (Tableau IX) qui diffèrent quelque peu de celles du Tableau VIII, mais leur mode de fonctionnement et leur objet sont les mêmes.

2. Analyse des brouillages

Il peut exister six cas de brouillage entre un système d'auxiliaires de la météorologie et un système à satellites météorologiques:

- les émissions du radiothéodolite brouillent le récepteur du satellite météorologique, au voisinage de 400 MHz;
- les émissions de la radiosonde brouillent la réception dans le satellite météorologique, au voisinage de 400 MHz;
- les émissions de la radiosonde brouillent la réception dans la station terrienne du service de météorologie par satellite, dans la partie supérieure de la bande 9;
- les émissions des stations terriennes (plates-formes de collecte de données) du service de météorologie par satellite brouillent les récepteurs de radiothéodolite, au voisinage de 400 MHz;
- les émissions des stations terriennes (plates-formes de collecte de données) du service de météorologie par satellite brouillent les récepteurs de radiosonde, au voisinage de 400 MHz;
- les émissions des satellites météorologiques brouillent la réception dans les radiothéodolites, à la partie supérieure de la bande 9.

Ces cas possibles de brouillage sont examinés séparément dans les paragraphes qui suivent.

TABLEAU VIII – *Caractéristiques des auxiliaires de la météorologie dans la bande 400,05 à 406 MHz*

	Maximum	*Minimum*
1. *Emissions des radiosondes* (liaison descendante)		
Puissance d'émission (dBW)	0	−6
Gain de l'antenne d'émission (dB)	2	0
P.i.r.e. (dBW)	2	−6
Affaiblissement sur le trajet en espace libre (à 200 km) (dB)	130	130
Gain de l'antenne de réception (dB)	9	8
Niveau minimal du signal reçu (dBW)	−119	−128
2. *Emissions du radiothéodolite au sol* (liaison montante)		
Puissance d'émission (dBW)	14,8	
Gain de l'antenne d'émission (dB)	6	
P.i.r.e. (dBW)	20,8	
Affaiblissement sur le trajet en espace libre (à 200 km) (dB)	130	
Gain de l'antenne de la radiosonde (dB)	0	
Niveau de puissance dans la radiosonde (dBW)	−109,2	
Sensibilité minimale du récepteur (dBW)	−125	

TABLEAU IX – *Caractéristiques des systèmes d'auxiliaires de la météorologie qui entrent en jeu dans les questions de partage des fréquences dans la bande 9*

Système	p.i.r.e. (dBW)	G_t (dB)	Emission	G_r (dB)	T_s (K)	Largeur de bande de bruit
Emetteur de la radiosonde:						
— sans mesure de distance	−6	0	15F2			
— avec mesure de distance	−6	0	400F9			
Récepteur du radiothéodolite				28	2900	1,5 MHz

2.1 *Brouillage causé à la réception dans le satellite météorologique par les émissions de radiothéodolite, au voisinage de 400 MHz*

La p.i.r.e. de l'émetteur du radiothéodolite est supérieure à celle de l'émetteur de la radiosonde (cependant, on considère dans la présente étude le cas le plus défavorable d'interception de l'orbite des satellites géostationnaires). Les caractéristiques du système et la puissance brouilleuse qui en résulte dans le satellite sont indiquées dans le Tableau X; les niveaux du signal brouilleur produit par le théodolite sont sensiblement supérieurs aux niveaux types de signaux fournis par une PCD (voir le Tableau VIIa).

Les émissions du théodolite se font en modulation de fréquence avec une largeur de bande de 75 kHz; celles des plates-formes de collecte de données et des bouées océaniques se feraient en modulation par déplacement de phase, avec réception par le satellite météorologique dans une largeur de bande de 400 kHz. Ainsi, si les satellites météorologiques et le théodolite fonctionnent sur la même fréquence, les satellites recevront le signal brouilleur total.

On en conclut que la coordination des assignations de fréquence pourrait être nécessaire dans des systèmes en service à l'intérieur d'une bande de fréquences utilisée en partage.

TABLEAU X – *Brouillage causé à la réception dans le satellite par un radiothéodolite (400 MHz)*

Caractéristique	GOES	METEOSAT
P.i.r.e. du radiothéodolite (dBW)	+20,8	+20,8
Affaiblissement sur le trajet (dB)	177,0	177,0
Perte par polarisation (dB)	3,0	3,0
Gain de l'antenne de réception (dB)	7,3	0,5
Pertes dans le système d'alimentation (dB)	2,5	0,5
Puissance brouilleuse (dBW)	−154,4	−159,2

2.2 *Brouillage causé à la réception dans le satellite météorologique par les émissions de radiosonde, au voisinage de 400 MHz*

Dans cette bande, les émetteurs de radiosonde rayonnent une puissance maximale de 0 dBW, c'est-à-dire environ 16 dB de moins que la puissance minimale qui sera fournie par les plates-formes de collecte de données du type proposé. Si l'on tient compte de la discrimination de polarisation et des largeurs de bande respectives du signal utile et du signal brouilleur dans le récepteur du satellite, on s'aperçoit que l'effet de brouillage des émissions de radiosonde est insignifiant.

2.3 *Brouillage causé à la réception dans la station terrienne du système à satellites météorologiques par des émissions de radiosonde, dans la partie supérieure de la bande 9*

Le brouillage causé par le service des auxiliaires de la météorologie aux récepteurs des stations terriennes des systèmes à satellites météorologiques est influencé par le fait que l'émetteur (radiosonde) du service des auxiliaires de la météorologie n'est pas fixe et peut se trouver en visibilité directe d'une station terrienne d'un système à satellites météorologiques à une distance d'environ 700 km. Les émetteurs du service des auxiliaires de la météorologie dans la bande 9 (radiosondes) sont généralement lancés d'un endroit donné à intervalles de 6 h. L'ascension de la radiosonde s'effectue à raison d'environ 500 m/min jusqu'à une altitude de l'ordre de 30 km à laquelle le ballon éclate.

En admettant que le rapport de brouillage admissible sur la porteuse est de 10 dB, les valeurs maximales du niveau du signal brouilleur, P_r, pour les stations terriennes du système à satellites météorologiques GOES sont les suivantes:

GOES: Station de télécommande et d'acquisition des données (TAD) (largeur de bande de bruit: 25 MHz): $-144{,}6$ dBW

Station terrienne de lecture directe (STLD) (largeur de bande de bruit: 3,5 MHz): $-148{,}4$ dBW

Station-centre de prévision (CP) (largeur de bande de bruit: 50 kHz): $-159{,}9$ dBW

On pourra obtenir une valeur différente pour P_r selon la méthode de modulation employée et la nature du signal brouilleur. En admettant par exemple que la liaison satellite-TAD est à modulation de phase quadrivalente, avec détection cohérente des signaux et que le brouillage est constitué par des signaux à bande étroite (du type onde entretenue), le rapport de protection (porteuse/brouillage) requis pour que la probabilité d'erreur sur les symboles soit de 10^{-6} est de 10 dB si la liaison a été conçue en fonction d'un rapport porteuse/bruit de 18 dB. Si cette liaison a été conçue pour un rapport porteuse/bruit de 14 dB, le rapport de protection requis pour obtenir la même probabilité d'erreur augmente et passe à 30 dB [Rosenbaum, 1969]. Si on utilise les différentes valeurs proposées pour le niveau de puissance du satellite et les rapports de protection indiqués ci-dessus, la valeur de P_r peut être comprise entre $-125{,}5$ dBW et $-145{,}5$ dBW. Ces valeurs ne seraient obtenues qu'avec la méthode de modulation et le signal brouilleur décrits ci-dessus, mais elles montrent comment la valeur de P_r varie selon les hypothèses faites. Au cas où le système n'est pas complètement défini, un compromis satisfaisant consiste à calculer le niveau de bruit thermique du récepteur comme cela a été fait ci-dessus, et à limiter le brouillage à un certain pourcentage de ce niveau. Cette méthode peut notamment s'appliquer aux trajets descendants à puissance limitée.

Le cas du système METEOSAT est traité dans l'Annexe I, et celui du système SMG dans l'Annexe II.

En prenant comme cas le plus défavorable celui de la propagation en espace libre, la puissance surfacique produite dans une station terrienne du système à satellites météorologiques par une radiosonde située à une distance de 700 km pourrait atteindre -130 dB(W/m^2).

Si la radiosonde avec une largeur de bande d'émission de 1 MHz se trouve dans le faisceau principal de l'antenne de la station terrienne, on obtient les valeurs indiquées dans le Tableau XI pour le niveau des signaux brouilleurs dans la bande passante des récepteurs des stations terriennes. (On a admis que la puissance était uniformément répartie dans toute la bande de 1 MHz, mais il s'agit là d'une estimation très approximative.) Les marges négatives indiquées correspondent à une évaluation pessimiste car elles ne tiennent pas compte:

a) de la discrimination de l'antenne de la station terrienne du système à satellites météorologiques;

b) de la durée du brouillage;

c) du temps écoulé entre les périodes de brouillage.

Considérant le facteur a) relatif à des antennes de stations terriennes de dimension telle que le rapport D/λ dépasse 100 (D étant le diamètre de l'antenne et λ la longueur d'onde), le diagramme de référence du CCIR (voir le Rapport 391) indique quelle est la discrimination hors faisceau disponible. A titre d'exemple fondé sur le diagramme de référence du CCIR, une antenne parabolique de 12 m de diamètre, fonctionnant à 1680 MHz, peut assurer une discrimination suffisante contre des radiosondes se trouvant à plus de 7° environ de l'axe du faisceau principal et à une distance d'environ 700 km. Aux distances inférieures à 700 km, 150 km par exemple, l'antenne peut assurer la discrimination requise contre les radiosondes se trouvant à plus de 20° environ du faisceau principal.

Les facteurs b) et c) relatifs à la durée du brouillage et aux intervalles séparant des périodes de brouillage sont importants puisque, comme indiqué précédemment, les radiosondes ont une durée utile de vie limitée. Il n'est pas possible de faire une évaluation quantitative du facteur temps mais il semble bien que ce dernier ait pour effet de réduire l'importance du brouillage causé par les radiosondes aux stations terriennes, puisqu'il offre une possibilité de partage des fréquences.

TABLEAU XI – *Brouillage causé à la station terrienne du système à satellites GOES dans la partie supérieure de la bande 9*

Type de station	Largeur de bande	Valeur maximale admissible de P_r (dBW)	Niveau du brouillage causé par la radiosonde dans le faisceau principal de l'antenne (dBW)	Marge de protection (dB)
Station de télécommande et d'acquisition des données	25 MHz	−144,6	−108,4	−36,2
Station terrienne de lecture directe	3,5 MHz	−148,4	−118,5	−29,9
Station — centre de prévision . .	50 kHz	−159,9	−139,0	−20,9

2.4 *Brouillage causé aux récepteurs de radiothéodolite par les stations terriennes (plates-formes de collecte de données) du système à satellites météorologiques, au voisinage de 400 MHz*

Les plates-formes de collecte de données (PCD), fonctionnant sur la terre ferme, devraient rayonner une p.i.r.e. d'environ 16,5 dBW et être équipées d'antennes relativement directives. Pour causer des brouillages à la réception des signaux de radiosonde dans une station de réception au sol (station de radiothéodolite), la p.i.r.e. de la plate-forme dans la direction de cette station devrait être telle qu'elle produise un signal de niveau au moins égal à −6 dB par rapport au signal de la radiosonde. Bien entendu, la p.i.r.e. dépendrait de la distance qui sépare la plate-forme et le récepteur et aussi de la distance entre la radiosonde et le récepteur.

Les bouées seraient placées sur de grandes étendues d'eau, le plus souvent sur les mers. Dans ces conditions, elles ne seraient généralement pas en position de visibilité directe avec les récepteurs de radiothéodolite et, de ce fait, elles ne leur causeraient pas de brouillage.

Les émetteurs des plates-formes et ceux des bouées ont une puissance suffisante pour causer des brouillages à un récepteur de radiothéodolite se trouvant en deçà de la distance de visibilité directe. On peut éviter ce brouillage en imposant une limite au gain d'antenne d'une plate-forme ou d'une bouée dans la direction voulue. Cependant, il faudrait, pour ce faire, procéder à une étude dans chaque cas d'espèce et déterminer le gain dans les lobes latéraux. Pour éviter ces calculs, il convient de placer les plates-formes de collecte de données et les bouées océaniques en dehors de la visibilité directe par rapport aux récepteurs de radiothéodolite.

2.5 *Brouillage causé aux récepteurs de radiosonde par les émissions des stations terriennes (plates-formes de collecte de données) du système à satellites météorologiques, au voisinage de 400 MHz*

Il ne peut y avoir des brouillages que lorsque le ballon traverse le faisceau de rayonnement principal des émetteurs des plates-formes de collecte de données et des émetteurs des bouées océaniques, qui ont une p.i.r.e. de 15 à 16 dBW dans le lobe principal pendant 10 s environ au cours d'une période quelconque de 6 h. Les radiosondes qui traversent le lobe principal de rayonnement des plates-formes pendant ce seul intervalle de temps de 10 s pourraient subir des brouillages, étant donné qu'elles se trouveraient plus près de la plate-forme que l'émetteur théodolite. On en conclut néanmoins qu'il y a une probabilité insignifiante pour que les plates-formes de collecte de données et les bouées océaniques causent des brouillages à la réception dans les radiosondes, dans les conditions d'exploitation normales.

2.6 *Brouillage causé à la réception dans les radiothéodolites par les émissions des satellites météorologiques, dans la partie supérieure de la bande 9*

Les limites de la puissance surfacique adoptées pour le partage des fréquences entre satellites de météorologie et services fixes de Terre ne s'appliquent pas aux satellites de météorologie partageant des bandes de fréquences avec le service des auxiliaires de la météorologie. Dans la suite du présent Rapport, on détermine une limite de la puissance surfacique exclusivement pour un satellite météorologique géostationnaire partageant une bande de fréquences avec un auxiliaire de la météorologie (radiothéodolite/radiosonde).

2.6.1 *Brouillage maximal admissible pour l'exploitation des auxiliaires de la météorologie*

Le Tableau XII indique les valeurs maximales admissibles (calculées) du niveau des signaux brouilleurs pour l'auxiliaire de la météorologie, compte tenu du bruit thermique total du récepteur et du niveau minimal du signal utile. On a admis que le signal brouilleur peut être égal au bruit total à l'entrée du récepteur de l'auxiliaire de la météorologie (radiothéodolite). Le rapport de protection a été déterminé d'après les données empiriques obtenues à la suite d'une série d'essais effectués avec un radiothéodolite et d'après une étude analytique de la sensibilité au brouillage d'un radar de poursuite à balayage conique. Le niveau minimal du signal utile de la radiosonde n'est obtenu qu'à la distance maximale de 200 km. Durant une mission type, un radiothéodolite poursuit une radiosonde sur une distance allant de 0 à 200 km et ce n'est que pendant une très faible partie de la mission que le niveau du signal utile atteindrait une valeur aussi basse que −133 dBW.

TABLEAU XII – *Niveau maximal admissible de brouillage dans le récepteur d'un radiothéodolite (limité par la valeur minimale du signal utile)*

P.i.r.e. de la radiosonde (250 mW, gain d'antenne 0 dB) (dBW)	−6
Affaiblissement en espace libre (200 km à 1680 MHz) (dB)	143
Gain normal de l'antenne du radiothéodolite (dB)	28
Pertes (dB)	−2,0
Niveau minimal du signal de la radiosonde à l'entrée du récepteur (sans évanouissements) (dBW)	−123
Rapport de protection requis (dB)	10
Niveau admissible de brouillage à l'entrée du récepteur dans une largeur de bande de 1,5 MHz (dBW)	−133

2.6.2 *Probabilité de brouillage entre les deux systèmes*

On a étudié la probabilité pour que la puissance surfacique d'un satellite météorologique géostationnaire dépasse la limite de brouillage. Les résultats de cette étude sont présentés sur la Fig. 1. Cette étude repose sur l'hypothèse suivante: la probabilité pour que l'antenne du radiothéodolite soit pointée sur le satellite serait proportionnelle à l'angle solide défini par l'ouverture effective du faisceau de cette antenne. La durée pendant laquelle le brouillage causé par le satellite dépasserait la valeur maximale admissible dépendrait alors de la puissance surfacique produite par le satellite, de l'ouverture effective du faisceau de l'antenne du radiothéodolite et de la vitesse de balayage de cette antenne.

La valeur maximale de la puissance surfacique produite à la surface de la Terre par le satellite météorologique géostationnaire proposé serait de −134,1 dB(W/m^2) dans une largeur de bande de 1,5 MHz. La Fig. 1 montre qu'il y aurait une probabilité de 98% pour que le brouillage causé aux radiothéodolites ne dépasse pas la valeur admissible de −133 dB(W/(m^2 · 1,5 MHz)) pendant plus d'une minute; il y aurait une probabilité de 99,9% pour qu'il ne dépasse pas cette valeur pendant plus de quatre minutes.

La largeur de bande unitaire utilisée pour déterminer les valeurs de la puissance surfacique est 1,5 MHz et non 4 kHz, cette dernière étant la valeur couramment utilisée pour calculer les limites de la puissance surfacique dans le partage des fréquences avec les faisceaux hertziens. Le récepteur d'un radiothéodolite ayant une bande passante nominale de 1,5 MHz, cette valeur représente par conséquent l'unité à utiliser pour calculer la limite de la puissance surfacique provenant des satellites partageant des bandes de fréquences avec le service des auxiliaires de la météorologie. Limiter le brouillage à −133 dBW dans une largeur de bande de 1,5 MHz permettrait, en fait, au satellite d'émettre un signal avec une puissance totale telle que la puissance dans une largeur de bande supérieure à 1,5 MHz pourrait dépasser −133 dBW tant que la puissance totale dans une bande quelconque de 1,5 MHz de largeur ne dépasserait pas −133 dBW; de ce fait aussi, la puissance de brouillage pourrait être égale à −133 dBW dans n'importe quelle bande d'une largeur inférieure à 1,5 MHz, pourvu que la puissance totale dans une bande quelconque de 1,5 MHz ne dépasse pas −133 dBW.

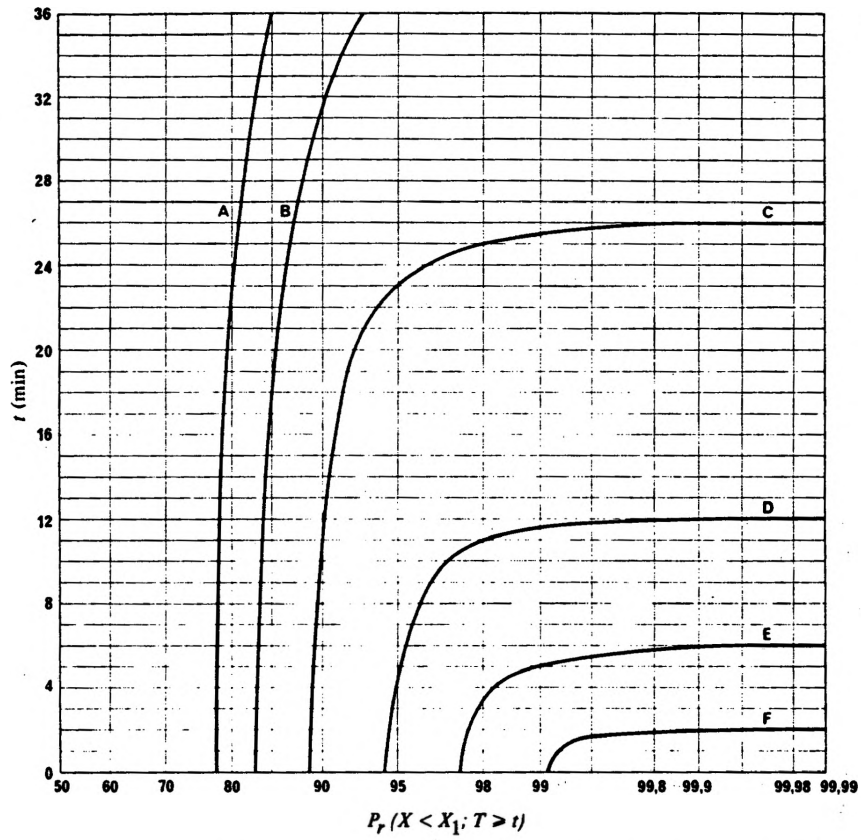


FIGURE 1 – *Probabilité pour que le brouillage dans le récepteur du radiothéodolite n'atteigne pas ou ne dépasse pas le niveau maximal admissible pendant une durée ⩾ t minutes*

Hypothèses:
Niveau maximal admissible de brouillage: –133 dBW dans une bande de 1,5 MHz,
Antenne du radiothéodolite: paraboloïde de 3 m de diamètre,
Gain: 32 dB,
Ouverture du faisceau à mi-puissance: 4°,
Diagramme de rayonnement pour une antenne de 3 m à polarisation plane,
Vitesse de balayage: 1°/min

Valeurs de P_0 (dB(W/(m² · 1,5 MHz))):

A: –108	D: –122
B: –112	E: –132
C: –118	F: –139

3. Résumé

On conclut que le partage des bandes de fréquences, au voisinage de 400 MHz, entre les auxiliaires de la météorologie et les systèmes à satellites météorologiques est possible aux points de vue de la technique et de l'exploitation à condition que l'on envisage d'appliquer les méthodes suivantes:

– coordination des assignations de fréquence,
– séparation géographique.

Il est pris note du fait que ces deux systèmes seraient exploités par des organismes de météorologie et qu'il serait intéressant qu'ils partagent aussi le temps d'exploitation.

On conclut également que le partage des fréquences, dans la partie supérieure de la bande 9, est possible du point de vue technique et du point de vue de l'exploitation.

Les émetteurs utilisés dans les liaisons espace-Terre d'un système à satellites météorologiques géostationnaires peuvent causer des brouillages aux récepteurs du service des auxiliaires de la météorologie. La probabilité de brouillage sera faible si la puissance surfacique produite par les satellites à la surface de la Terre est limitée à -133 dB(W/m^2) dans une bande quelconque de 1,5 MHz.

Le brouillage causé par les radiosondes aux stations terriennes pose un problème. Compte tenu des différents types de stations terriennes, les autres possibilités de partage des fréquences sont les suivantes:

- coordination des assignations de fréquence entre les radiosondes et certains trajets descendants des liaisons par satellite;
- partage du temps entre les émissions des satellites et les radiosondes, dans une certaine zone autour de la station terrienne. La distance de coordination pour les émissions des radiosondes dépendra des caractéristiques de la station terrienne et de la discrimination de son antenne;
- utilisation d'une distance de coordination entre les centres d'exploitation des radiosondes et les stations terriennes. (La valeur exacte de la distance effective de coordination dépendra des caractéristiques de la station terrienne et de la discrimination de son antenne.)

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ROSENBAUM, A. S. [1969] PSK error performance with Gaussian noise and interference. *BSTJ*, **48**, 413-442.

ANNEXE I

PARTAGE DES FRÉQUENCES DE LA PARTIE SUPÉRIEURE DE LA BANDE 9 ENTRE LES RADIOSONDES ET LES ÉMISSIONS FAITES SUR LES TRAJETS DESCENDANTS DU SYSTÈME METEOSAT

1. Introduction

Après des études approfondies, et compte tenu de la définition des systèmes perfectionnés du satellite météorologique Meteosat (le système METEOSAT est décrit dans le Rapport 395), il apparaît que les conclusions du présent Rapport en ce qui concerne le système METEOSAT doivent être revues.

La présente Annexe contient des indications destinées aux services météorologiques fonctionnant dans la zone de couverture européenne de Météosat, en ce qui concerne les problèmes de partage des fréquences entre les radiosondes et le système METEOSAT, au voisinage des DATTS et/ou des SUD.P et SUD.S.* La situation dans d'autres parties de la zone de couverture variera selon l'emplacement géographique des stations utilisatrices de données météorologiques.

Les chiffres indicatifs fournis dans la présente Annexe sont valables uniquement pour le système METEOSAT. Les valeurs pourraient être différentes pour d'autres satellites météorologiques.

2. Résumé des caractéristiques pertinentes des DATTS et des radiosondes

2.1 *Caractéristiques des DATTS*

La DATTS est la station terrienne qui assure les liaisons montantes et descendantes avec Meteosat, dans la partie supérieure de la bande 9. Cette station est implantée dans la région de l'Odenwald, en République fédérale d'Allemagne (08° 50′ E, 49° 40′ N). En plus de ses émissions sur le trajet montant, qui ne sont pas traitées dans la présente Annexe, la DATTS reçoit 24 heures par jour les signaux suivants, émis ou retransmis par Meteosat:

- télémesure avec formation d'images brutes,
- données de mesure de distance et/ou diffusion de données météorologiques,
- télémesure interne.

Il est d'une importance capitale pour la sécurité des opérations et, par voie de conséquence, pour le succès de la mission METEOSAT, que ces liaisons soient utilisées de façon continue et qu'elles ne subissent pas de brouillages nuisibles.

Performances de l'équipement de réception DATTS

Gain d'antenne: 45 dBi

Température de bruit du système: 115 K

Niveau de saturation: −80 dBW (à l'entrée du préamplificateur, dans la bande de 1655 à 1715 MHz)

Ouverture du faisceau d'antenne: 0,8° à −3 dB

Discrimination due au diagramme d'antenne (rapportée au gain dans le faisceau principal):

−50 dB pour les directions s'écartant de 15° à 30° de l'axe du faisceau principal;

−55 dB pour les directions s'écartant de 30° à 90° de l'axe du faisceau principal;

−70 dB pour les directions s'écartant de plus de 90° de l'axe du faisceau principal.

---

* DATTS : station de poursuite, de télécommande et d'acquisition de données;
SUD.P : station utilisatrice de données primaire;
SUD.S : station utilisatrice de données secondaire.

Le Tableau XIII indique les signaux reçus nominaux, les fréquences porteuses et les puissances surfaciques.

TABLEAU XIII – *Réception des signaux Meteosat à la station DATTS*

Signaux nominaux reçus à la DATTS	Fréquence (MHz)	Largeur de bande du signal (kHz)	Puissance surfacique nominale dans la DATTS (dB(W/m²))
Image brute – mode nominale	1686,833	660	–156,6
Image brute – temps réel	1686,833	5400	–142,8
Voie de diffusion 1	1691,000	660	–141,8
Voie de diffusion 2	1694,500	660	–141,8
Transmission des données collectées	1675,281	200	–190,5(1)
Télémesure interne	1675,929	30	–179,3

(1) Puissance surfacique par voie, 66 voies adjacentes.

2.2 *Radiosondes dans le service des auxiliaires de la météorologie*

Pour les besoins de cette analyse, on considère uniquement trois caractéristiques d'une radiosonde météorologique:

- caractéristiques du système de transmission radioélectrique,
- trajectoire et durée de vie,
- séquence de lancement typique.

Le Tableau XIV donne des valeurs types des caractéristiques du système d'émission.

TABLEAU XIV – *Caractéristiques des radiosondes*

Type de sonde	Puissance à la sortie de l'émetteur (W)	Gain d'antenne (dB)	Classe d'émission
Sans mesure de distance	0,25 à 1	0	15K0G7DXN
Avec mesure de distance	0,25 à 1	0	400KG7DXN à 1M00G7DXN

Les émetteurs de radiosonde qui sont utilisés en grandes quantités par les services météorologiques mettent généralement en œuvre des techniques relativement simples en ce qui concerne le système de modulation, la régulation thermique des étages de production de fréquence et le réglage initial de la porteuse radioélectrique. Il peut en résulter une très grande augmentation de la largeur de bande occupée par une série de radiosondes. En fait, la largeur de bande à l'intérieur de laquelle les émissions d'une certaine série de radiosondes sont capables de causer des brouillages nuisibles peut être un multiple de la largeur de spectre utile du signal.

Les radiosondes sont essentiellement des capteurs suspendus à des ballons et dotés d'un système d'émission radioélectrique; elles s'élèvent à une vitesse de 500 mètres par minute jusqu'à une altitude maximale qui ne dépasse pas 40 km. Leur durée de vie est comprise entre 1 heure et 2 heures. La distance parcourue par une radiosonde pendant cet intervalle de temps peut facilement dépasser 100 km, selon la vitesse des vents rencontrés. Il est évident, d'autre part, que la trajectoire dépend de la direction des vents dominants. En général, on fait quatre lancements par jour, à des intervalles de 6 heures: 0000, 0600, 1200 et 1800 UTC.

3. Exigences de la coordination

Le critère de base appliqué dans l'étude du brouillage est le suivant: le taux d'erreur sur les bits dans le signal METEOSAT reçu ne dépasse pas 5 fois la valeur nominale en l'absence de brouillage. Ce critère permet de déterminer les valeurs maximales admissibles de la puissance surfacique du signal brouilleur dans la station terrienne de réception (DATTS ou SUD.P/SUD.S) à l'intérieur de la bande de fréquences occupée par les émissions espace-Terre de METEOSAT.

La Fig. 2 donne une représentation simplifiée des données géométriques du problème de brouillage pour le cas particulier de la DATTS. La trajectoire des radiosondes, le diagramme de l'antenne de réception et l'azimut et le site du faisceau principal de cette antenne permettent de définir certaines zones à l'intérieur desquelles on peut spécifier des niveaux de brouillage maximal. Dans la définition des zones, on n'a pas tenu compte des effets des grandes vitesses du vent. En conséquence, en présence de vents violents soufflant de la station de lancement de la radiosonde vers la DATTS, il faut tenir compte de la distance qui sera vraisemblablement parcourue par la radiosonde; il peut en résulter une augmentation considérable de l'étendue de la zone affectée.

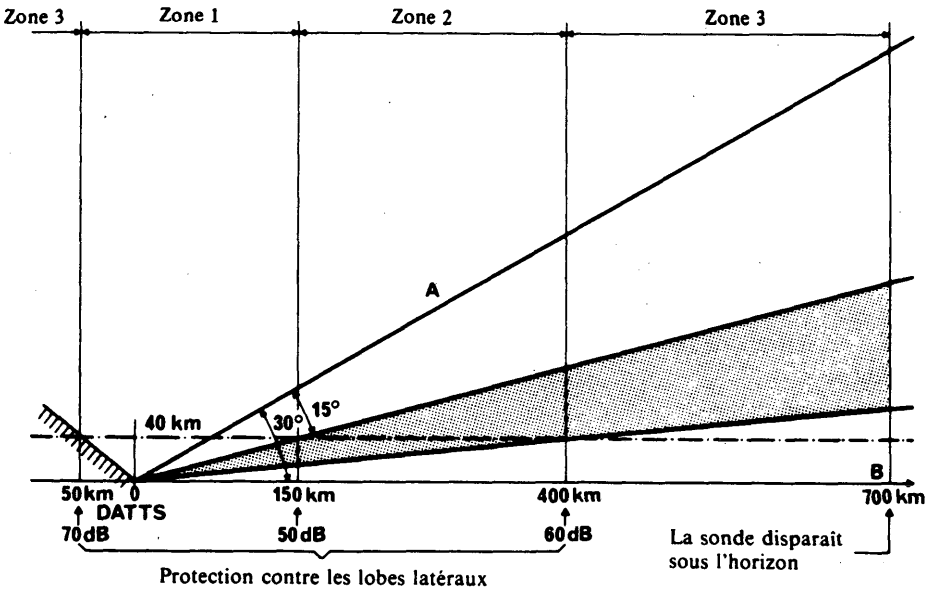


FIGURE 2 – *Zones de coordination pour la DATTS du système METEOSAT*

A : Angle de site du faisceau principal de l'antenne
B : Azimut du satellite
-·—·— Altitude limite des radiosondes

Dans le cas considéré, on distingue trois zones qui sont définies pour la position orbitale nominale de METEOSAT ± 10° en longitude (voir la Fig. 3). Pour toute autre position orbitale, ces zones varieraient en fonction de l'azimut et du site du faisceau principal de l'antenne.

Zone 1 – Dans cette zone, les opérations des radiosondes dans la bande de 1670 à 1700 MHz provoquent des brouillages nuisibles; en effet, le diagramme de l'antenne de réception ne permet pas de protéger suffisamment le signal utile contre les sources de brouillage.

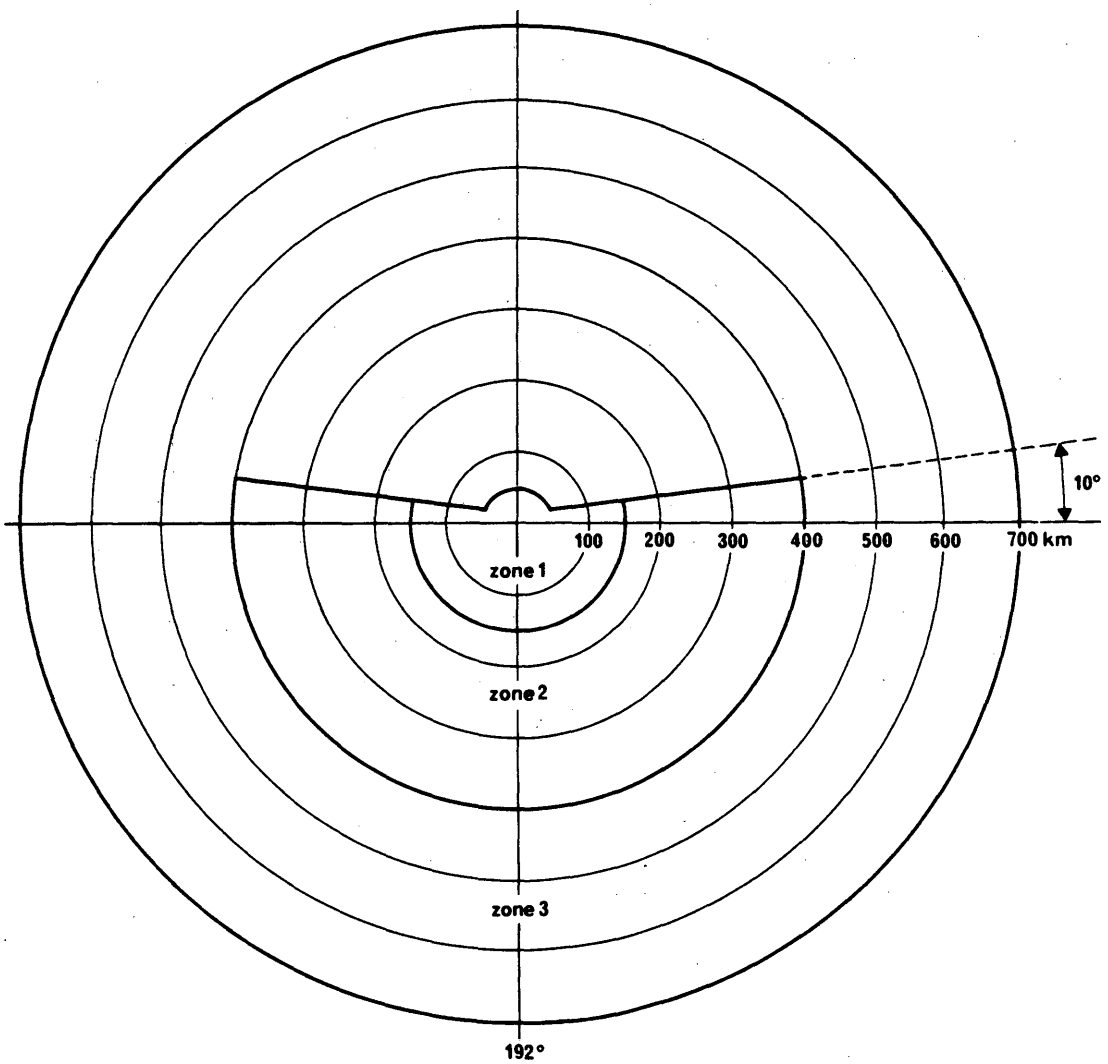
Zone 2 – Dans cette zone, les radiosondes peuvent être utilisées, moyennant certaines restrictions définies dans la Fig. 4. On voit que, si on limite de 0 dBW la p.i.r.e. d'un émetteur de radiosonde, on obtient trois intervalles pour le fonctionnement de ces radiosondes dans les bandes de fréquences de 1670 à 1673 MHz, de 1678 à 1684 MHz et de 1696 à 1700 MHz.

Zone 3 – Mêmes indications que pour la zone 2, à ceci près que la p.i.r.e. maximale a été accrue de 10 dB (voir la courbe en trait discontinu de la Fig. 4).

Au-delà de la *zone 3* – Aucun brouillage.

Il convient de signaler que d'autres satellites météorologiques sur orbite basse peuvent fonctionner dans ces bandes. La réception des signaux de ces satellites par les services météorologiques intéressés peut être brouillée par les émissions des radiosondes.

La situation en matière de brouillage dans les SUD.P et SUD.S dépend dans une large mesure de la position géographique de l'installation (en particulier, de l'angle de site de son faisceau d'antenne) et de ses caractéristiques techniques. D'une manière générale, on peut dire que les possibilités de partage de la bande de fréquences sont un peu meilleures que pour la DATTS. La Fig. 5 illustre, à titre d'exemple, les conditions requises pour la coordination entre une SUD.P et une SUD.S. Il faut préciser cependant que le problème des brouillages doit être étudié cas par cas pour chaque installation.



(Azimut du satellite METEOSAT)

FIGURE 3 – *Zones de coordination pour la DATTS du système METEOSAT*
(situation : 08°50'E, 49°40'N)

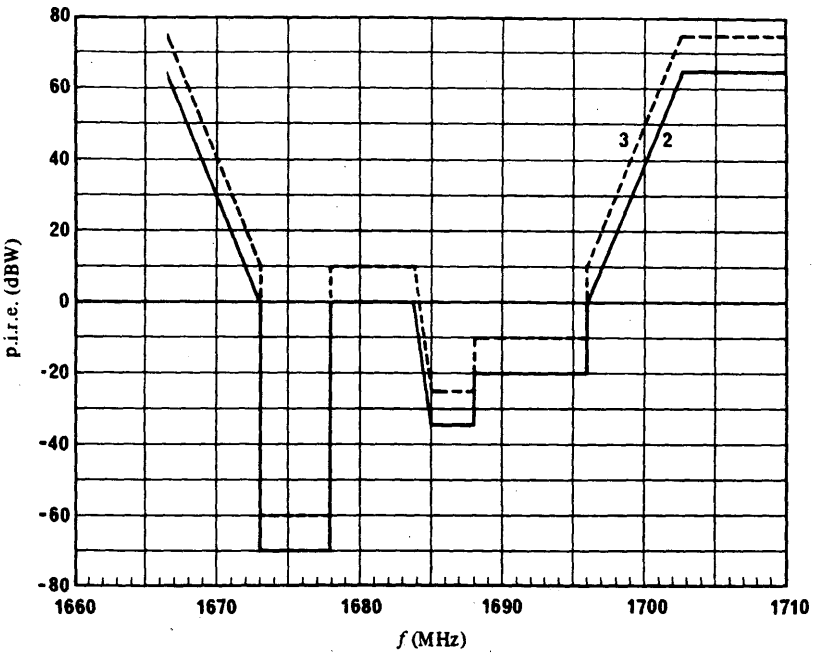


FIGURE 4 – *P.i.r.e. maximale des radiosondes dans la direction de la DATTS*

——— Zone 2

– – – – Zone 3

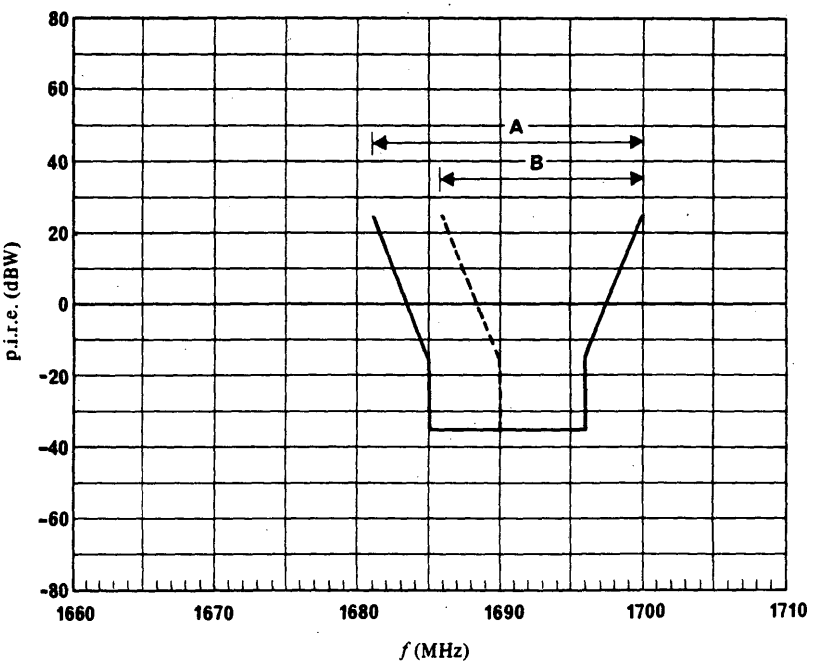


FIGURE 5 – *P.i.r.e. maximale des radiosondes dans la direction des stations d'utilisateur de données*

Hypothèses :
- Diagramme de rayonnement de référence du CCIR d'après la Recommandation 465
- La radiosonde se trouve à l'extérieur du faisceau principal de l'antenne
- Distance supérieure à 150 km

A : Protection des SUDP

B : Protection des SUDS

4. Conclusions

Cette étude de brouillage conduit à la conclusion suivante: le partage des fréquences à la partie supérieure de la bande 9, entre le service des auxiliaires de la météorologie et le service météorologique par satellite est possible sous réserve que soient satisfaites les conditions suivantes:

- coordination minutieuse des fréquences entre les deux services;
- limitation de la p.i.r.e. des radiosondes dans les zones de coordination entourant les stations terriennes de réception;
- les utilisateurs de radiosondes doivent s'efforcer de limiter la largeur de bande occupée par les radiosondes ainsi que le réglage initial des fréquences porteuses de ces engins.

Le partage entre les deux services peut être réalisé moyennant une coordination appropriée, sur les plans technique et opérationnel, soit directement entre les autorités responsables de l'utilisation du ou des satellites et les autorités responsables de l'utilisation de la ou des stations de radiosondes, soit par l'intermédiaire de l'Organisation météorologique mondiale (OMM).

ANNEXE II

PARTAGE DES FRÉQUENCES DE LA PARTIE SUPÉRIEURE DE LA BANDE 9 ENTRE LES RADIOSONDES ET LES LIAISONS DESCENDANTES DES SYSTÈMES A SATELLITES MÉTÉOROLOGIQUES GÉOSTATIONNAIRES

1. Introduction

Pour choisir l'emplacement de la station terrienne de télécommande et d'acquisition des données (STAD) fonctionnant avec le satellite météorologique géostationnaire (SMG (décrit dans le Rapport 395)), il a fallu étudier les possibilités de brouillage dû au partage des fréquences dans la partie supérieure de la bande 9 entre les liaisons descendantes SMG et les radiosondes du service des auxiliaires de la météorologie.

La présente Annexe décrit les résultats d'études expérimentales du niveau de brouillage et du TEB correspondant dans la bande 9. Elle décrit aussi les résultats d'un relevé des points de chute des radiosondes (c'est-à-dire des points d'éclatement des ballons) autour de la STAD. Il résulte de l'expérience que le partage des fréquences entre les deux services est possible, car il est très peu probable que les radiosondes viennent dériver dans l'empreinte du faisceau principal de l'antenne de la STAD.

2. Résumé des caractéristiques pertinentes des STAD et des radiosondes

2.1 *Caractéristiques de la STAD*

La station est située à Hatoyamamura, dans la préfecture de Saitama (35°58′ N, 139°19′ E), à une cinquantaine de kilomètres au nord-ouest de Tokyo. Elle assure les liaisons de télécommunication Terre vers espace et espace vers Terre pour le système SMG. La STAD, qui fonctionne 24 heures sur 24, accomplit les tâches suivantes:

- réception des données du VISSR,
- diffusion des données de fac-similé,
- mesure des distances par triangulation,
- collecte des données météorologiques,
- réception des données de télémesure et transmission des données de télécommande.

Les caractéristiques de l'antenne de la STAD et celle de chaque voie sont énumérées dans les Tableaux XV et XVI pour servir d'indications de référence dans l'étude du brouillage avec les voies de la liaison descendante.

TABLEAU XV – *Caractéristiques de l'antenne de 18 m de diamètre*

	Réception	Emission
Fréquence (MHz)	1670-1700	2015-2045
Gain (dB)	47,9	49,9
Température de bruit (K)	22,3	–
Taux d'ondes stationnaires	1,3	–
Largeur du faisceau	0,66°	0,56°

TABLEAU XVI – *Système de télécommunication sur la liaison descendante du SMG*

Fonction	Fréquence centrale (MHz)	Largeur de bande (MHz)	Puissance d'émission (W)	Modulation
Interrogation PCD	468,8	0,2	3	MIC-MDP
Transmission des données VISSR	1681,6	20	10	MIC-MDP-4
Fac-similé				
haute résolution	1687,1	1	10	MF-MF
faible résolution	1691,0	0,032 ou 0,26	1 ou 10	MA-MF
Mesure des distances	1684,0	1	1	MA-MP
Mesure des distances	1688,2	1	0,01	MA-MP
Mesure des distances	1690,2	1	0,01	MA-MP
Rapport PCD	1694,5	0,4 (1)	0,05 (2)	MIC-MDP
Télémesure	1694,0	0,4	0,5	MIC-MDP/MF-MP
Télémesure/mesure des distances	2280,72	0,3/1	3	MIC-MDP/MF-MP

(1) 133 voies.

(2) **Puissance par voie.**

2.2 *Caractéristiques des radiosondes*

Les caractéristiques des radiosondes japonaises sont récapitulées dans le Tableau XVII. La Fig. 6 indique l'emplacement des points de lancement des radiosondes (observatoires) et celui de la STAD.

TABLEAU XVII – *Caractéristiques de la radiosonde RS2 56A utilisée pour l'expérience*

Fréquence centrale de l'émetteur	1682,4 MHz (1)	
Puissance d'émission	0,4 W (2)	
Type d'émission	A2B	
Fréquence de modulation	Repos	750 Hz + 20 %
	Travail	375 Hz + 20 %
	Durée de l'impulsion	100 µs-450 µs
	Profondeur de modulation	100 %

(1) 1680 ± 4 MHz dans la spécification.

(2) Gain d'antenne : 0 dB.

3. Expérience de simulation du brouillage et étude des points de chute des radiosondes

3.1 *Expérience de simulation du brouillage*

L'expérience suivante a été faite sur la voie du VISSR afin d'étudier les relations entre les brouillages exercés par les radiosondes sur les voies de télécommunication du SMG.

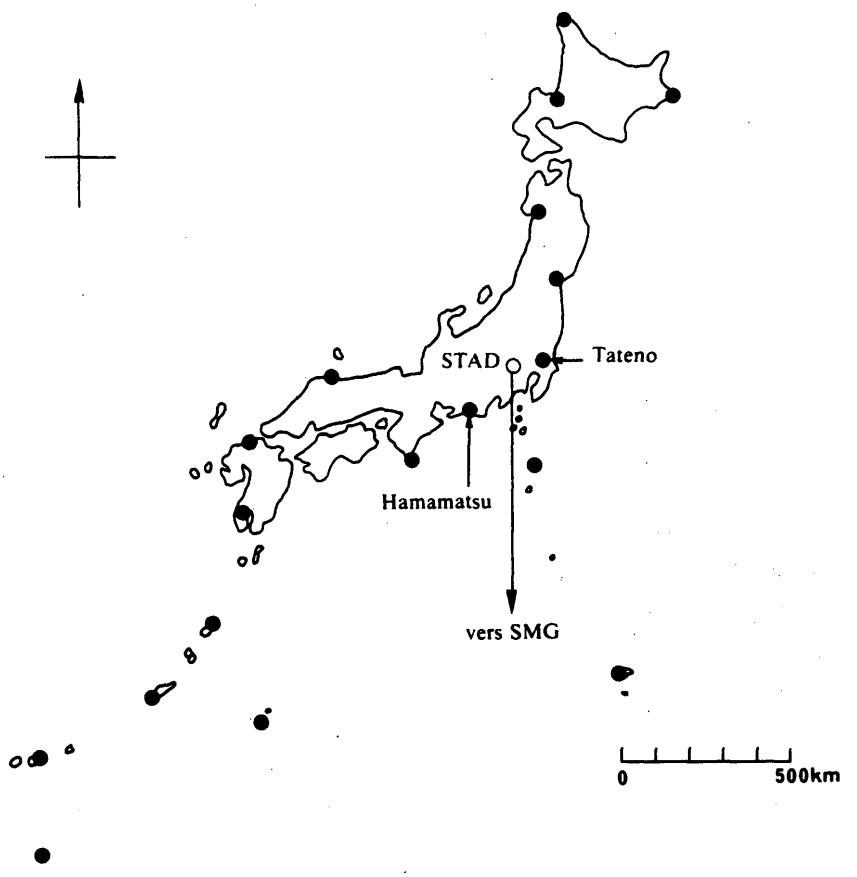


FIGURE 6 – *Emplacement des stations de radiosondes et de la STAD au Japon*

● Station de radiosondes

3.1.1 *Méthode expérimentale*

On a placé à 6,8 km de la STAD une radiosonde ayant les caractéristiques indiquées dans le Tableau XVII et on a mesuré l'effet exercé sur la voie de réception. On a fait varier le niveau du signal brouilleur partant de la radiosonde en modifiant la direction de l'azimut de l'antenne de la STAD. Le schéma de la STAD est reproduit à la Fig. 7.

On a mesuré le niveau du signal brouilleur provenant de la radiosonde à l'aide d'un analyseur de spectre et l'on a obtenu la dégradation du taux d'erreur binaire (TEB) dans la voie du VISSR, grâce aux indications fournies par le synchroniseur et la mémoire-tampon de données. L'effet du brouillage sur la qualité de l'image VISSR a été constaté à l'aide de l'affichage sur le moniteur d'image à visualisation rapide.

3.1.2 *Résultats*

Le Tableau XVIII résume la relation entre le niveau du signal brouilleur partant de la radiosonde et le taux d'erreur binaire, ainsi qu'une évaluation qualitative de cette relation sur la qualité de l'image VISSR. Dans le Tableau XVIII, le rapport E_b/N_0 est calculé au moyen de la formule suivante:

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{S}{N} \cdot \frac{B}{M} \qquad (1)$$

où

S : niveau du signal d'essai du VISSR à l'entrée du démodulateur/démultiplexeur à modulation de phase quadrivalente;

N : niveau total du bruit (brouillage) à l'entrée du démodulateur/démultiplexeur;

B : largeur de bande (22,5 MHz) du filtre passe-bande à l'entrée du démodulateur/démultiplexeur;

M : débit binaire des données du VISSR (14 Mbit/s);

E_b : énergie du signal par bit;

N_0 : puissance de bruit par Hz.

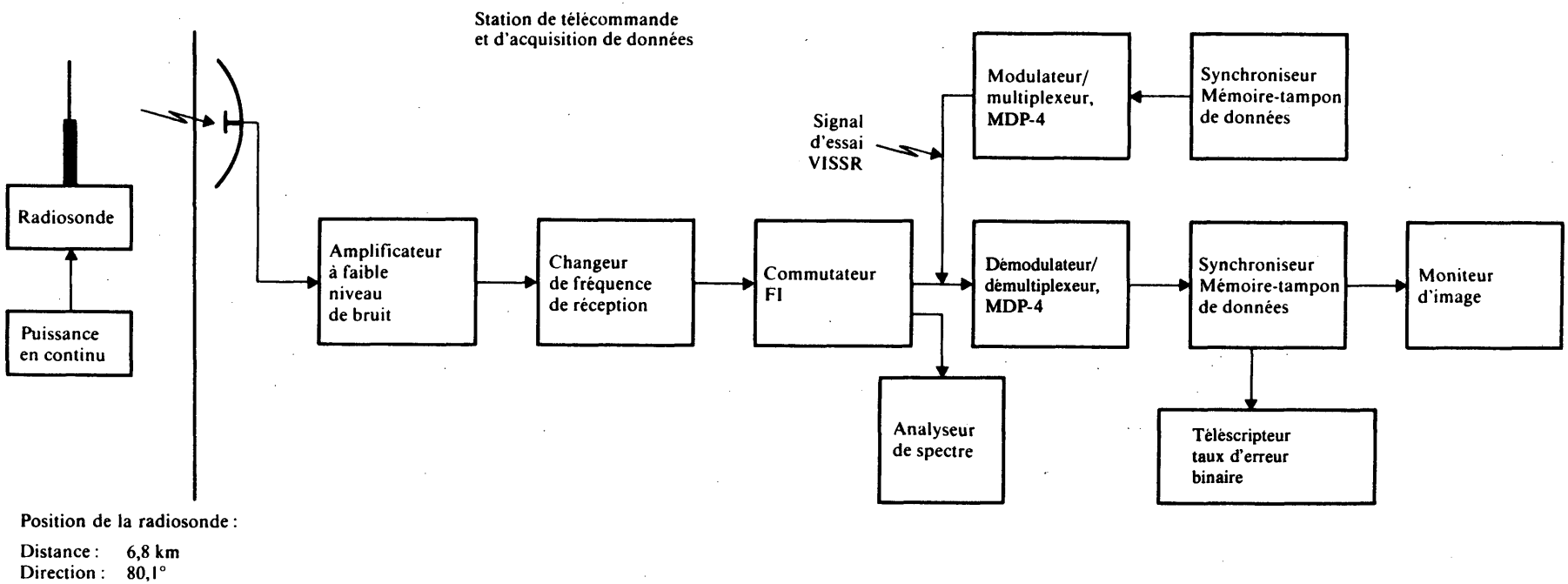


FIGURE 7 – *Schéma de principe de l'expérience de brouillage*

On trouvera à la Fig. 8 la relation entre E_b/N_0 et le taux d'erreur binaire.

Il ressort de l'expérience que la voie du VISSR ne subit pas de dégradation préjudiciable quand le niveau de brouillage affectant la sortie de l'antenne de la STAD est inférieur à – 106,9 dBm. .

TABLEAU XVIII – *Résultats de l'expérience*

Niveau du signal de la radiosonde à l'entrée de l'antenne de 18 m (dBm)	Niveau d'entrée DEM/DEMX 4 phases (dBm)	E_b/N_0 (dB)	Taux d'erreur binaire	Degré de brouillage de l'image VISSR
– 106,9	– 18,9	13,5	$< 1 \times 10^{-6}$	néant
– 105,9	– 17,9	12,5	$\approx 1 \times 10^{-6}$	bruit sur l'image
– 104,9	– 16,9	11,5	$\approx 1 \times 10^{-5}$	
– 102,5	– 14,5	9,1	$\approx 1 \times 10^{-3}$	
– 100,0	– 12,0	6,6	≈ 1	impossibilité de capter l'image

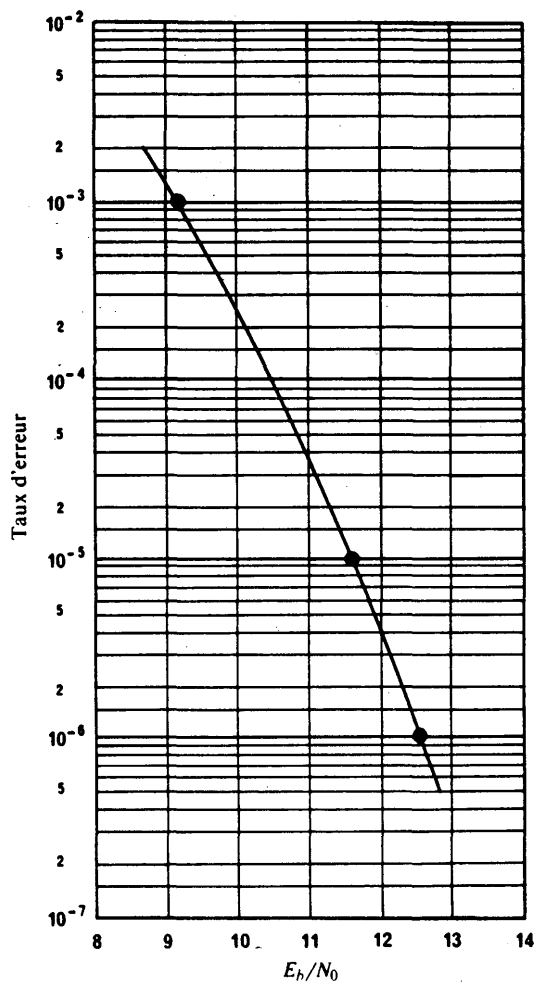


FIGURE 8 – *Relation entre le taux d'erreur sur les bits et E_b/N_0*

3.2 *Etude des points de chute des radiosondes*

On a relevé durant toute l'année 1975 les points de chute des radiosondes pour quantifier l'effet de l'exploitation pratique des radiosondes sur les voies de télécommunication SMG-STAD. Ces radiosondes ont été lancées à Tateno, à 74 km environ à l'est-nord-est de la STAD, et à Hamamatsu, à 170 km environ au sud-est de la STAD. Leurs points de chute par rapport au SMG-STAD sont reproduits à la Fig. 9. La zone du diagramme de rayonnement marquée «zone de brouillage» est limitée par le lieu du niveau de flux de puissance qui ne cause pas de brouillage à la visualisation de l'image VISSR ($-106{,}9$ dBm + 47,9 dB = -59 dBm) et elle est déterminée par les formules suivantes. La distance oblique d d'une radiosonde à l'antenne de la STAD est:

$$d = \left(\frac{P_r}{G_a \cdot P_t}\right)^{-1/2} \cdot \frac{\lambda}{4\pi} \qquad (2)$$

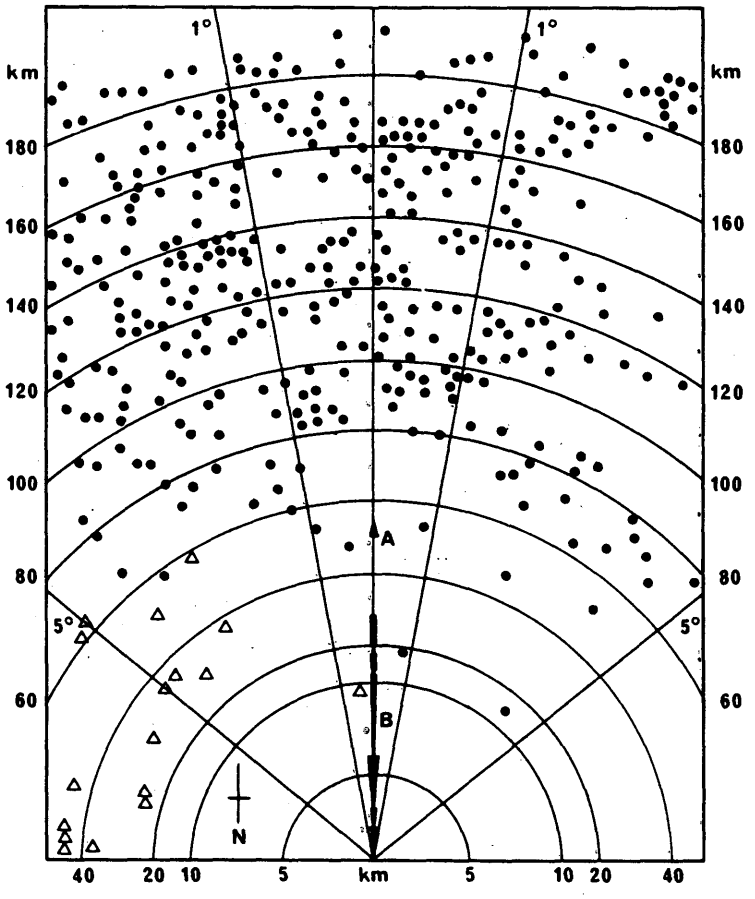


FIGURE 9 – *Relation entre la zone de brouillage et les points de chute des radiosondes*

• Points de chute pour la station de radiosondes d'Hamamatsu

△ Points de chute pour la station de radiosondes de Tateno

A : vers le SMG (140° E)

B : zone de brouillage

Note 1. – Dans la zone du diagramme de rayonnement marquée « zone de brouillage », le niveau du signal de la radiosonde à l'entrée de l'antenne de 18 m dépasse $-106{,}9$ dBm.

Note 2. – Les points de chute ont été relevés pendant l'année 1975.

Note 3. – Le point de chute est le point d'éclatement du ballon.

La distance r entre le point de projection de la radiosonde à la surface de la Terre et l'antenne de la STAD est:

$$r = R \cos^{-1} \frac{R^2 + (R + H)^2 - d^2}{2R(R + H)} \quad (3)$$

où

$$H = H_0 + 1000\, d \sin \theta + 0{,}0589\, d^2 \cos^2 \theta, \quad (4)$$

P_t : p.i.r.e. de la radiosonde,

P_r : puissance à la sortie de l'antenne,

G_α : gain de l'antenne α degrés de l'axe central,

λ : longueur d'onde,

R : rayon de la Terre,

H : altitude de la radiosonde, y compris le coefficient du rayon équivalent de la Terre,

H_0 : altitude de l'antenne à partir du niveau de la mer,

θ : angle de site de l'antenne.

4. Conclusions

Les résultats de l'expérience de brouillage et de l'étude susmentionnées permettent de conclure que le partage de la partie supérieure de la bande 9 entre le service des auxiliaires de la météorologie et le service de météorologie par satellite est possible. Cette conclusion repose sur la faible probabilité que les trajectoires des radiosondes traversent le faisceau principal de l'antenne de 18 m de la STAD, étant donné le choix judicieux de l'emplacement de la STAD.

Dans le cas des stations de réception des données de fac-similé (SUD: station utilisatrice de données), on peut maintenir le brouillage à un niveau très réduit en choisissant avec soin l'emplacement de ces stations par rapport aux points de lancement des radiosondes (observatoires) et à leurs trajectoires.

RAPPORT 851-1*

LIMITATION DE LA PUISSANCE SURFACIQUE DANS LA BANDE 1670-1710 MHz UTILISÉE POUR DIFFUSER DES RENSEIGNEMENTS MÉTÉOROLOGIQUES A DE PETITS TERMINAUX TERRIENS

(Programme d'études 12C/2)

(1982-1990)

1. Introduction

La diffusion des données est un aspect critique des services assurés par les systèmes à satellites de météorologie. Parmi les données fournies par ces systèmes, il en est de plusieurs espèces qui intéressent vivement et directement la vaste communauté des utilisateurs.

Les données traitées ou brutes peuvent être diffusées à l'intention des utilisateurs par les satellites de météorologie que les ont recueillies, et cela dans la bande (1670 à 1710 MHz) attribuée au service de météorologie par satellite. Cette méthode a fait ses preuves depuis plusieurs années; en effet, les systèmes METSAT par satellites géostationnaires et par satellite sur orbite basse actuellement en exploitation opèrent dans le cadre de la "Mission de diffusion de données météorologiques" avec un excellent rendement économique et les installations techniques dont ils sont dotés pour fournir, traiter et transmettre les données, font partie intégrante de cette mission. De nombreux utilisateurs ont maintenant acquis des terminaux grâce auxquels ils sont capables de capter les données diffusées et ils ne cessent de demander que le service ainsi assuré soit amélioré et étendu. Cette demande provient en particulier des utilisateurs pour lesquels ce service est un moyen important – sinon le seul – d'obtenir des données météorologiques. Parmi les utilisateurs potentiels, on trouve ceux qui ne peuvent se permettre de payer le prix élevé de l'équipement de réception et ceux qui se heurtent à des difficultés d'exploitation (navires, installations en mer, etc.)et pour qui ce service pourrait constituer un système d'alerte.

2. Améliorations du service

Il existe deux grands domaines dans lesquels une amélioration des systèmes METSAT est nécessaire:

- la diminution du prix des terminaux au moyen desquels les utilisateurs reçoivent les données diffusées;
- la simplification du mode d'emploi de ces équipements, surtout lorsqu'il s'agit de les mettre en œuvre sur un navire ou au large.

A cet égard, un facteur d'importance fondamentale est le «facteur de qualité» du terminal (dimensions et gain de l'antenne, facteur de bruit du récepteur). Pour les terminaux qui travaillent actuellement avec le satellite géostationnaire METEOSAT, la valeur minimale du rapport G/T compatible avec une qualité acceptable est de $+2{,}5$ dB(K^{-1}), ce qui correspond en gros à une antenne parabolique de 2 m, associée à un préamplificateur transistorisé. Il en est ainsi pour deux raisons:

- la limitation de la p.i.r.e. du satellite,
- la limitation de la puissance surfacique à la surface de la Terre (voir le numéro 2557 du Règlement des radiocommunications).

* Ce Rapport doit être porté à l'attention de la Commission d'études 9.

De même, dans les systèmes METSAT actuels utilisant des satellites sur orbite terrestre basse, le rapport G/T compatible avec une qualité de fonctionnement acceptable sous de faibles angles de site est de +7,2 dB(K^{-1}), en raison des limitations indiquées plus haut. Dans les stations, le rapport G/T auquel on a pu parvenir varie cependant d'environ 6 dB(K^{-1}) à 4,1 dB(K^{-1}), à mesure que l'angle de site de l'antenne diminue pour passer d'environ 8 degrés à 0 degré (Tableau II du Rapport 1121). Ces stations ne peuvent observer les objectifs de qualité de fonctionnement applicables (c'est-à-dire un TEB ne dépassant pas 10^{-6} pendant plus de 0,1% du temps). De plus, les futurs systèmes pourront fonctionner avec des débits binaires plus élevés qui demanderaient de plus grandes densités de puissance sur la liaison descendante afin de fournir un service acceptable aux stations au sol existantes.

Les progrès de la technique permettront aisément d'augmenter la p.i.r.e. des satellites de l'avenir, mais cela ne pourra se faire que si la limite actuellement en vigueur de la puissance surfacique (pfd) est assouplie (voir le numéro 2557 du Règlement des radiocommunications). Dans ce qui suit, nous proposons un tel assouplissement, pour les METSAT géostationnaires et sur orbite basse. Des niveaux plus élevés de puissance surfacique devraient être applicables dans une certaine portion de la bande 1670 à 1710 MHz. Pour protéger le service deradioastronomie dans la bande 1660 à 1670 MHz, il faut que la puissance surfacique dans cette bande ne dépasse pas -237 dB(W/(m Hz)) (-201 dB(W/(m 4 kHz)). La protection du service de radioastronomie dans la bande 1718,8 à 1722,2 MHz doit être maintenue (voir le Renvoi 744 du RR).

3. *Assouplissement de la limite imposée à la puissance surfacique* dans le cas des systèmes à satellites géostationnaires

L'objectif est de ramener à une valeur de -4 dB(K^{-1}) le facteur G/T du terminal, tout en maintenant à sa valeur normale la largeur de bande occupée par le signal de données météorologiques. Cette mesure aurait essentiellement deux avantages:

- ramener les dimensions de l'antenne à un diamètre inférieur à 1 mètre, ce qui aurait pour effet de diminuer sensiblement les frais d'achat et la complexité des opérations d'installation, maintenance, etc.,
- permettre que le système de diffusion de données météorologiques puisse fonctionner avec les petits terminaux de navire en cours de mise au point dans le cadre de l'INMARSAT; ces petits terminaux fonctionnent dans la bande 1540 à 1660 MHz et leur facteur G/T typique est de -4 dB(K^{-1}) à la fréquence 1540 MHz.

On peut admettre que, pour le moment, la largeur de bande des signaux analogiques de données d'images diffusés par les systèmes en exploitation est de 30 kHz. La Fig. 1 représente un spectre typique d'un tel signal; elle montre que la densité de puissance maximale dans un intervalle large de 4 kHz est inférieure de 3,6 dB au niveau de la porteuse non modulée.

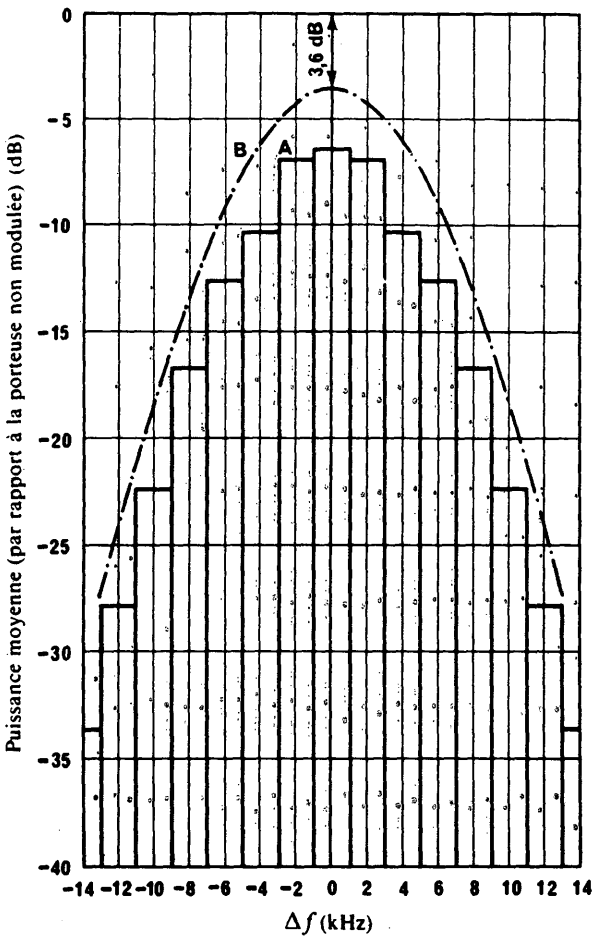


FIGURE 1 – *Spectre WEFAX*
(Durée d'intégration : 1 image)

A : dans un intervalle de 2 kHz
B : dans deux intervalles contigus (≃ 4 kHz)

3.1 *Caractéristiques du terminal*

Le rapport G/T est de -4 dB(K^{-1}), ce qui correspond à une antenne parabolique de 90 cm de diamètre et à une température de bruit du système de 400 K.

3.2 *Performances minimales*

Rapport signal/bruit (S/N) $\geqslant$ 12 dB dans une bande de 30 kHz.

Signal reçu: $S = pfd \times G \times \frac{\lambda^2}{4\pi} \pi$ (*pfd* : puissance surfacique).

Signal de bruit: $N = kTB$.

$$\frac{S}{N} = pfd \times \frac{G}{T} \times \frac{\lambda^2}{4\pi} \times \frac{1}{kB} \geqslant 12 \text{ dB}$$

3.3 *Puissance surfacique*

Puissance surfacique minimale totale: $pfd = -141{,}7$ dB(W/m^2).

Puissance surfacique/4 kHz = $-141{,}7$ dB(W/m^2) $-$ 3,6 dB = $-145{,}3$ dB(W/(m^2 · 4 kHz)) (voir Fig. 1).

Ce qui précède est vrai, quel que soit l'angle de site.

4. Assouplissement nécessaire de la limite de puissance surfacique imposée aux satellites sur orbite terrestre basse

L'objectif est de permettre des débits binaires atteignant environ4 Mbit/s pour transmettre des images à haute définition à des stations terriennes dont le rapport G/T est de 6 dB(K^{-1}) à 4,1 dB(K^{-1}) pour des angles de site respectifs de 0° et de 8°. On pourrait utiliser une forme de modulation MDPQ qui demanderait, à la sortie de l'antenne de réception, des rapports porteuse/bruit thermique (C/N) de 14,4 dB et de 18,6 dB respectivement, pour des angles de site de l'antenne de 0° et de 8° (voir l'Annexe I au Rapport 1121).Avec ces valeurs (et une marge de 3 dB pour l'erreur de pointage de l'antenne et autres dégradations), le niveau minimal requis de la puissance surfacique est d'environ -151 dB($W/(m^2 \cdot 4$ kHz)) pour les petits angles de site, soit un peu moins que la puissance surfacique nécessaire pour les systèmes à satellites géostationnaires.

Les niveaux de la puissance surfacique sont nécessairement plus élevés pour les grands angles de site que pour les petits, étant donné les possibilités limitées de modelage du gain d'antenne de l'engin spatial en dehors de l'axe du lobe principal pour compenser les changements associés dans la gamme des trajets obliques et les affaiblissements de propagation. Le modelage du gain de certaines antennes d'engins spatiaux actuels donne pour des angles d'arrivée de 25°, 40° et 90° des niveaux de puissance surfacique supérieurs de 6 dB, 7,5 dB et 5 dB aux niveaux qui se produisent pour un angle d'arrivée de 0°. Pour les plus grands angles d'arrivée, les limites imposées à la puissance surfacique pourraient donc, elles aussi, être moins rigoureuses que le niveau de -151 dB($W/(m^2 \cdot 4$ kHz)) requis pour les petits angles de site.

5. Conclusion

Les conditions applicables aux liaisons descendantes qui partent des satellites météorologiques géostationnaires peuvent être remplies avec une puissance surfacique de -144 dB($W/(m^2 \cdot 4$ kHz)) quel que soit l'angle d'arrivée. Dans le cas des satellites météorologiques sur orbite terrestre basse, une puissance surfacique de -151 dB($W/(m^2 \cdot 4$ kHz)) serait satisfaisante pour tous les angles de site et des puissances surfaciques supérieures de quelque 8 dB se produiraient aux angles d'arrivée de 40° ou plus, en raison des diagrammes de gain d'antenne des engins spatiaux. Etant donné les plans de fréquences types établis pour ces systèmes, on pourrait avoir intérêt à considérer séparément les caractéristiques de puissance surfacique des satellites géostationnaires et celles des satellites sur orbite terrestre basse dans la partie inférieure et la partie supérieure de la bande 1 670 - 1 710 MHz, respectivement. L'étude des effets exercés par ces niveaux de puissance surfacique sur les services de Terre doit se poursuivre.

RAPPORT 1121*

CRITERES RELATIFS A LA QUALITE DE FONCTIONNEMENT, AU BROUILLAGE ET AU PARTAGE DES FREQUENCES POUR LES STATIONS TERRIENNES DE RECEPTION DU SERVICE DE METEOROLOGIE PAR SATELLITE FONCTIONNANT DANS LA BANDE 1670-1710 MHz AVEC DES SATELLITES A ORBITE TERRESTRE BASSE

(Question 12-2/2 et Programme d'études 12C/2)

(1990)

1. Introduction

Les méthodes contenues dans les Rapports 1120, 1123 et 1122 sont appliquées dans le présent Rapport en vue de mettre au point des critères de qualité de fonctionnement, de brouillage et de partage. On admet que les systèmes de météorologie par satellite (METSAT) utilisent des satellites à orbite terrestre basse (par exemple, de 600 à 1 000 km d'altitude) et fonctionnent dans la bande 1 670 - 1 710 MHz.

Les stations terriennes de réception du service de météorologie par satellite (METSAT) partagent des portions de la bande 1 670 - 1 710 MHz avec les émetteurs des auxiliaires de la météorologie et des services fixe et mobile de Terre et les engins spatiaux du service d'exploration de la Terre par satellite. Pour pouvoir analyser les situations de brouillage potentiellement inacceptables pour les stations terriennes du service METSAT, il est nécessaire d'établir des critères de partage des fréquences en ce qui concene les émetteurs des stations de Terre et spatiales. Les critères de qualité de fonctionnement et certaines caractéristiques de deux systèmes types sont présentés à la section 2. Les critères de brouillage applicables à certaines stations terriennes fonctionnant dans la bande 1 670 - 1 710 MHz sont énoncés à la section 3 à l'aide de la méthode présentée dans le Rapport 1123. Il est démontré dans l'Annexe I que ces critères sont applicables aux futurs systèmes exploités dans la bande 1 670 - 1 710 MHz. A partir des critères de brouillage on déduit, dans la section 4, les critères de partage.

2. Objectifs de qualité de fonctionnement et caractéristiques

Une large gamme de stations terriennes reçoivent dans la bande 1 670-1 710 MHz les données fournies par les capteurs et émises à partir des satellites NOAA des Etats-Unis. On distingue deux principaux types de stations terriennes (1) les stations à large ouverture d'antenne (diamètre de 25,9 m), qui reçoivent des données en temps réel et des données enregistrées et (2) les stations à faible ouverture (diamètre de 2,44 m) qui ne reçoivent que des données en temps réel. On peut supposer que les caractéristiques généralisées de ces satellites et stations terriennes correspondent à celles des systèmes METSAT représentatifs fonctionnant dans la bande 1 670 - 1 710 MHz. Ces caractéristiques sont décrites dans les sous-paragraphes suivants, où les objectifs de qualité de fonctionnement sont spécifiés et les performances réalisables sont analysées conformément aux méthodes décrites dans le Rapport 1120.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1, 8 et 9.

2.1 Objectifs de qualité

Les systèmes représentatifs utilisent la modulation numérique pour les liaisons descendantes, les données de sortie provenant des nombreux capteurs du satellite sont multiplexées avant la transmission. Il est pratique de chiffrer un objectif de qualité de fonctionnement sur la base d'un taux d'erreur binaire (TEB) acceptable, la condition étant de ne pas dépasser un TEB spécifié pendant un pourcentage de temps supérieur à une valeur spécifiée. Au fur et à mesure que le TEB augmente, l'incertitude sur les mesures s'accroit en général et la qualité de fonctionnement du système global devient essentiellement déterminée par la qualité de fonctionnement de la liaison descendante. Lorsque le TEB continue à augmenter, il peut se produire une perte de synchronisation de la trame de données, ce qui rend le démultiplexage impossible et empêche la récupération des données. Les objectifs de qualité de fonctionnement du système METSAT s'expriment en termes d'augmentation acceptable de l'incertitude sur les mesures. Ces objectifs doivent garantir que la porteuse du satellite est bien acquise dès le début et que la synchronisation de bit et de trame est effectuée et maintenue durant chaque passage du satellite.

Le processus de quantification appliqué aux signaux analogiques des capteurs impose une limite supérieure à la valeur moyenne du rapport de puissance signal/bruit du signal analogique reconstitué. Les convertisseurs analogique/numérique sont en principe conçus pour ne pas altérer la qualité des signaux des capteurs et présentent donc un rapport S/N supérieur à celui des capteurs. Il ne faut donc pas que la dégradation du rapport S/N du signal récupérable provoquée par le TEB de la liaison descendante soit très supérieure à celle due au processus de quantification afin que la qualité de fonctionnement du système puisse être maintenue. On considère qu'un TEB de 10^{-6} répond généralement à ce critère pour le dispositif de quantification type du système METSAT. Par exemple, avec quantification du signal délivré par le capteur sur 8 bits, tous les niveaux de quantification étant également probables, un TEB de 10^{-6} réduit de 1 dB le rapport moyen S/N de quantification égal à 48 dB. Dans le cas d'une quantification sur 10 bits, un TEB de 10^{-6} réduit d'environ 7 dB le rapport moyen S/N de quantification égal à 60 dB. On adopte par conséquent un seuil de qualité de fonctionnement correspondant à un TEB de 10^{-6} pour la liaison descendante, ce qui donne un seuil acceptable pour l'incertitude sur les mesures. Les futurs satellites météorologiques pourront utiliser les techniques de codage par bloc et de codage convolutionnel pour préserver le haut rapport S/N associé à la quantification utilisant de plus nombreux bits (par exemple symboles de 10 bits).

Les stations terriennes de petite et grande envergure qui sont analysées en tant que systèmes représentatifs ont toutes les deux besoin de données fiables pendant toute la durée de la réception. Ainsi, le TEB de 10^{-6} ne peut être dépassé pendant plus d'une petite portion de la durée de réception. En outre, afin d'acquérir en premier lieu le signal de satellite et d'établir la synchronisation de la trame de données, il faut que le TEB de la liaison descendante soit inférieur à environ 10^{-3}. Cette dégradation de la qualité de fonctionnement ne doit se produire que pendant un laps de temps négligeable. L'objectif de qualité de fonctionnement suivant semble satisfaire à toutes les conditions de qualité de fonctionnement et garantit que la performance de la liaison descendante à long terme est sensiblement meilleure que le TEB de 10^{-6}.

Objectif de qualité de fonctionnement du système METSAT: la valeur totale du TEB à une station terrienne doit être inférieure à 1×10^{-6} pendant 99,9% de la durée de réception, toutes causes confondues, au cours d'une année moyenne.

2.2 Analyse de la qualité de fonctionnement pour certains systèmes représentatifs

Les Tableaux I et II montrent les analyses de qualité de fonctionnement pour les systèmes représentatifs fondés respectivement sur des stations terriennes de petite et grande envergure. Les colonnes intitulées "analyse de la qualité de fonctionnement à court terme" énumèrent les valeurs paramétriques supposées correspondre aux TEB qui sont dépassés pendant une période n'excédant pas 0,1% du temps. Les colonnes intitulées "analyse de la qualité de fonctionnement à long terme" énumèrent les valeurs paramétriques supposées correspondre aux TEB qui sont dépassés pendant une période n'excédant pas 20% du temps.

TABLEAU I

Analyse de la qualité de fonctionnement d'une grande station terrienne de réception du système METSAT représentatif (1 700 MHz)

Facteur de qualité de fonctionnement	Analyse de la qualité de fonctionnement à court terme (p = 0,1%)	Analyse de la qualité de fonctionnement à long terme (p = 20%)
1. Puissance à la sortie de l'émetteur du satellite (dBW)	8,0	8,0
2. Pertes de filtre/câble (dB)	1,7	1,7
3. Pertes par défaut d'adaptation d'impédance (dB)	0,2	0,2
4. Gain de l'antenne du satellite (dBi)		
a) 59° par rapport au nadir (angle de site de 13°)	-	2,0
b) 61° par rapport au nadir (angle de site de 5°)	2,1	-
5. P.i.r.e. du satellite (dBW)	8,2	8,1
6. Affaiblissement en espace libre (dB)		
a) angle de site de 13° (2 217 km)	-	164,0
b) angle de site de 5° (2 873 km)	166,3	-
7. Affaiblissement supplémentaire sur le trajet (dB)	0,2	0,0
8. Gain de l'antenne de la station terrienne (dBi)	46,8	46,8
9. Erreur de pointage de l'antenne (dB)	0,5	0,5
10. Perte de polarisation (dB)	0,2	0,2
11. Perte due à la porteuse résiduelle (dB)	0,7	0,7
12. Perte de démodulation (dB)	2,0	2,0
13. Puissance du signal reçu (dBW)	-114,9	-112,5
14. Débit binaire (dB bit/seconde)	64,2	64,2
15. Energie/bit reçu, E_b (dBW/Hz)	-179,1	-176,7
16. Température de bruit du système de réception (K)	320	210
17. Densité de puissance du bruit du récepteur (dBW/Hz)	-203,5	-205,4
18. Puissance brouilleuse due au canal adjacent (dBW/Hz)	-202,4	-202,4
19. Densité de puissance du bruit intrasystème, N_o (dBW/Hz)	-199,9	-200,6
20. E_b/N_o (dB)	20,8	23,9
21. Taux d'erreur sur les bits de la liaison, BPSK cohérent	10^{-12}	10^{-12}
22. Taux d'erreur pour le traitement/ enregistrement des données par satellite	5×10^{-7}	5×10^{-7}
23. Taux d'erreur sur les bits total	5×10^{-7}	5×10^{-7}

TABLEAU II

Analyse de la qualité de fonctionnement d'une petite station terrienne de réception du système METSAT représentative (1 700 MHz)

Facteur de qualité de fonctionnement	Analyse de la qualité de fonctionnement à court terme (p = 0,1%)	Analyse de la qualité de fonctionnement à long terme (p = 20%)
1. Puissance à la sortie de l'émetteur du satellite (dBW)	8,0	8,0
2. Pertes de filtre/câble (dB)	1,7	1,7
3. Pertes par défaut d'adaptation d'impédance (dB)	0,2	0,2
4. Gain de l'antenne du satellite (dBi)		
a) 61° par rapport au nadir (angle de site de 8°)	-	2,1
b) 62° par rapport au nadir (angle de site de 0°)	2,1	-
5. P.i.r.e. du satellite (dBW)	8,2	8,2
6. Affaiblissement en espace libre (dB)		
a) angle de site de 8° (2 586 km)		165,3
b) angle de site de 0° (3 362 km)	167,6	-
7. Affaiblissement supplémentaire sur le trajet (dB)	0,4	0,0
8. Gain de l'antenne de la station terrienne (dBi)	29,8	29,8
9. Erreur de pointage de l'antenne (dB)	0,5	0,5
10. Perte de polarisation (dB)	0,5	0,5
11. Perte due à la porteuse résiduelle (dB)	0,7	0,7
12. Perte de démodulation (dB)	2,0	2,0
13. Puissance du signal reçu (dBW)	-133,7	-131,0
14. Débit binaire (dB bit/seconde)	58,2	58,2
15. Energie/bit reçu, E_b (dBW/Hz)	-191,9	-189,2
16. Température de bruit du système de réception (K)	370	240
17. Densité de puissance du bruit du récepteur (dBW/Hz)	-202,9	-204,8
18. Puissance brouilleuse due au canal adjacent (dBW/Hz)	-204,2	-204,2
19. Densité de puissance du bruit intrasystème, N_o (dBW/Hz)	-200,5	-201,5
20. E_b/N_o (dB)	8,6	12,3
21. Taux d'erreur sur les bits de la liaison, BPSK cohérent	$1,3 \times 10^{-4}$	$6,7 \times 10^{-9}$
22. Taux d'erreur pour le traitement/ enregistrement des données par satellite	0	0
23. Taux d'erreur sur les bits total	$1,3 \times 10^{-4}$	$6,7 \times 10^{-9}$

On suppose que les deux systèmes représentatifs reçoivent des émissions du même satellite, qui emploie une antenne à faisceau modelé et à polarisation circulaire, laquelle compense partiellement les affaiblissements de propagation accrus vers le limbe de la Terre par rapport au nadir (Point 4, Tableaux I et II). La grande station a un angle de site minimal de 5° parce que cette visibilité est adéquate pour la transmission de toutes les données enregistrées (Point 4b). La petite station a besoin de la réception d'un horizon à l'autre pendant toute la période de visibilité puisque l'on peut disposer d'une quantité considérable de données précieuses à des angles de site peu élevés. Il convient de noter que l'on devra opter pour un angle de site minimal de 3° aux fins de coordination lorsque le partage des fréquences se fait avec égalité des droits (RR 2550). Les antennes des petites stations terriennes sont pointées au

voisinage ou au-dessous de l'angle de site de 3° pendant 0,1 % de la durée de réception. Dans la présente analyse, on suppose que l'antenne est pointée sur l'horizon pendant 0,1 % du temps. Les valeurs des angles de site des antennes qui sont dépassées pendant 80% de la durée de réception sont respectivement 13° pour la grande station terrienne et 8° pour la petite station terrienne (Points 4a et 6a). Ces valeurs prudemment basses sont fondées sur les probabilités de pointage d'antenne pour ces stations.

Les affaiblissements supplémentaires de propagation à long terme par rapport à l'espace libre sont négligeables. Toutefois, les affaiblissements supplémentaires de propagation à court terme (Point 7) sont significatifs. Ces affaiblissements sont essentiellement dus à la propagation par trajets multiples (l'affaiblissement de la pluie est généralement inférieur à 0,1 dB à ces fréquences dans toutes les zones hydrométéorologiques). On suppose que la grande station a une antenne de 25,9 m avec une tolérance de pointage entraînant une perte de gain de 0,5 dB, contrairement à la petite station qui a une antenne de 3 mètres avec une tolérance de pointage entraînant aussi une perte de gain de 0,5 dB. Le rapport de polarisation de l'antenne de la grande station est légèrement meilleur que celui de l'antenne de la petite station.

On suppose que la déviation de phase MDPB de l'émetteur du satellite est d'environ 67°, de sorte qu'une porteuse résiduelle permet de recevoir des signaux et d'effectuer une démodulatiion cohérente. Ceci réduit légèrement la puissance des signaux de données (Point 11). On suppose que le bruit produit par l'émetteur du satellite est négligeable. La perte par la mise en oeuvre du démodulateur (Point 12) peut être considérée comme un affaiblissement des signaux ou une augmentation du bruit qui résulte de plusieurs facteurs tels que l'instabilité de la fréquence porteuse et l'asymétrie des symboles émis. Le Rapport 455 fait état d'une valeur de 3 dB pour les systèmes AMRF du service fixe par satellite, mais dans les récepteurs du système METSAT une valeur de 2 dB est réalisable. La grande station terrienne reçoit des données enregistrées à un débit de 2,667 Mbit/s, tandis que la petite station terrienne ne reçoit que des données en temps réel à un débit de 0,667 Mbit/s (Point 14).

La grande station terrienne a une température de bruit thermique dans le récepteur, ramenée à la sortie d'antenne inférieure à celle de la petite station terrienne (Point 16). Le niveau du bruit thermique à court terme dépasse celui du bruit à long terme en raison de l'augmentation du bruit provenant du sol aux faibles angles de site et en raison du bruit accru dû à la pluie. On suppose que les émissions de données enregistrées et des données en temps réel sont effectuées en même temps sur des porteuses distinctes, ce qui engendre des brouillages dans les canaux adjacents (Point 18). Ce niveau de bruit est plus élevé pour la grande station terrienne parce que sa largeur de bande est relativement importante. Toutefois, comme les nouveaux récepteurs possèdent une meilleure réjection de canal adjacent, ce bruit peut être considérablement réduit dans le futur. Le dispositif d'enregistrement à bord du satellite introduit des erreurs aléatoires (Point 22) qui doivent être prises en compte pour la grande station terrienne. On peut considérer que cette source d'erreur détermine le taux d'erreur binaire (TEB) de la grande station terrienne.

On peut prendre comme largeurs de bande de référence pour les récepteurs de la station terrienne la largeur de bande qui se situe entre les premiers zéros de la densité de puissance spectrale des signaux MDP reçus. Pour la grande station terrienne, on admet un débit binaire de 2,667 Mbit/s et un codage NRZ, ce qui donne une largeur de bande de référence de 5,334 MHz. Pour la petite station terrienne, on admet un débit binaire de 0,667 Mbit/s et un codage biphase, ce qui donne une largeur de bande de référence de 2,668 MHz.

3. Détermination des critères de brouillage

3.1 Critères pour les stations représentatives

On peut considérer que les taux d'erreur de bit à court et à long terme indiqués dans les Tableaux I et II répondent aux objectifs de qualité de fonctionnement en l'absence de brouillage intersystèmes, exception faite des petites stations terriennes dans les conditions de fonctionnement à court terme. On utilise le niveau de qualité de fonctionnement à long terme pour déterminer le niveau de brouillage accru admissible à court terme. Le concepteur du système maîtrise bien le fonctionnement à court terme si le pourcentage de temps pendant lequel le brouillage fait passer le taux d'erreur de bit à 10^{-6} représente 25% du pourcentage de temps total pendant lequel un TEB de 10^{-6} peut être toléré. Ainsi, le brouillage à court terme peut accroître le bruit à long terme, provoquant ainsi un TEB de 10^{-6} pendant 0,025% du temps. Pendant ce petit pourcentage de temps, on suppose que les dégradations intrasystèmes sont à leur niveau à long terme et on admet que le brouillage amène le TEB à 10^{-6}. Toutefois, pendant un pourcentage de temps inférieur à 0,025%, l'incidence simultanée de l'évanouissement des signaux utiles et du brouillage à court terme augmenté engendrera des TEB supérieurs à 10^{-6}.

Le niveau de la puissance brouilleuse à long terme (dépassé pendant 20% du temps au maximum) ne doit pas constituer plus de 25% de la puissance totale du bruit à court terme qui engendre un TEB de 10^{-6}. Cela permet au concepteur du système de maîtriser parfaitement la qualité de fonctionnement aussi bien à court terme qu'à long terme (par exemple, en choisissant la dimension de l'antenne de la station terrienne). La qualité de fonctionnement à court terme de la grande station terrienne suffit pour permettre à la puissance brouilleuse à long terme de constituer 25% de la puissance du bruit total qui se traduit par un TEB total de 10^{-6}. Cette puissance brouilleuse a une incidence négligeable sur la qualité de fonctionnement à long terme de la grande station terrienne. Toutefois, la petite station terrienne ne répond pas à l'objectif de qualité de fonctionnement en l'absence de brouillage intersystèmes. (Il est à noter que le rapport E_b/N_o subit une dégradation de 2,4 dB causée par le bruit dû au brouillage de la voie adjacente, lequel ne se produit dans le système NOAA que, quand les données enregistrées sont transmises par le même satellite à une grande station terrienne. En l'absence de cette dégradation intersystèmes, les petites stations terriennes répondraient à l'objectif de qualité de fonctionnement dans les conditions de fonctionnement a court terme.) Le fait de permettre que la puissance brouilleuse à long terme soit égale à 25% du bruit total provoquant un TEB de 10^{-6} entraîne les réductions acceptables de la qualité de fonctionnement à long terme de la petite station terrienne. Le Tableau III résume les critères relatifs au brouillage qui résultent des considérations ci-dessus.

TABLEAU III

Critères de brouillage pour les récepteurs de la station terrienne du système METSAT représentatif

(Puissance de brouillage à la borne de sortie de l'antenne)

	Grande station terrienne (gain de 46,8 dBi)	Petite station terrienne (gain de 29,8 dBi)
Densité de puissance totale de brouillage, à ne pas dépasser pendant plus de 20% du temps au cours de la réception	-132 dBW dans 5,334 MHz	-150 dBW dans 2,668 MHz
Densité de puissance totale du brouillage, à ne pas dépasser pendant plus de 0,025% du temps au cours de la réception	-124 dBW dans 5,334 MHz	-147 dBW dans 2,668 MHz

3.2 Critères généralisés de brouillage

Les systèmes METSAT peuvent avoir des caractéristiques différentes de celles utilisées pour les systèmes représentatifs analysés dans les Tableaux I et II. Etant donné que les niveaux de brouillage admissibles dépendent étroitement du gain de l'antenne de la station terrienne et que les stations terriennes doivent être coordonnées cas par cas avec les stations d'émission de Terre, il est rationnel d'ajuster les critères de brouillage et de partage pour tenir compte du gain réel de l'antenne d'une station terrienne. La méthode à suivre pour procéder à de tels ajustements est présentée dans l'Annexe I au [Rapport 1123].

4. Détermination des critères de partage et des seuils de coordination

Les brouillages causés aux stations terriennes de METSAT peuvent provenir des stations spatiales d'autres systèmes, mais ils se produisent la plupart du temps par l'intermédiaire des lobes latéraux éloignés de l'antenne de la station terrienne. On pourrait s'attendre à ce que les faisceaux hertziens de Terre produisent un niveau de brouillage beaucoup plus élevé, bien que ce brouillage provienne le plus souvent par les lobes latéraux éloignés de l'antenne de la station terrienne en raison de la p.i.r.e. supérieure et éventuellement des affaiblissements de propagation moindres sur les trajets des signaux brouilleurs. Les émetteurs du service des auxiliaires de la météorologie utilisent traditionnellement des fréquences qui, par convention entre les exploitations, sont décalées par rapport aux assignations de fréquence du système METSAT pour limiter leur contribution au brouillage. Il serait raisonnable, semble-t-il, d'admettre que 10% du brouillage à long terme I(20) doit être attribué aux services spatiaux ($I_s(20)$) et les 90% restants aux services de Terre $I_t(20)$). Pendant de petits pourcentages de temps, les signaux brouilleurs d'une station de Terre et d'un engin spatial pourraient s'introduire dans l'antenne de la station terrienne par les lobes latéraux proches ou par le lobe principal. Il serait judicieux de tolérer des pourcentages de temps égaux pour le brouillage à court terme provenant des systèmes spatiaux ($I_s(p_s)$) et des systèmes de Terre ($I_t(p_t)$). Si l'on applique les critères de brouillage (Tableau III) obtenus à partir des méthodes énoncées dans le Rapport 1122, on en déduit les niveaux admissibles de brouillage total indiqués dans le Tableau IV pour les services spatiaux et les services de Terre. Les largeurs de bande de référence sont les mêmes que celles indiquées pour les critères de brouillage et les pourcentages de temps se réfèrent à la durée de réception pendant une année moyenne.

TABLEAU IV

Niveaux admissibles de brouillage total dû aux services spatiaux et aux services de Terre

Station terrienne de réception	Niveaux admissibles à long terme		Niveaux admissibles à court terme			
	Spatial $I_s(20)$	de Terre $I_t(20)$	Spatial $I_s(p_s)$	p_s	de Terre $I_t(p_t)$	p_t
Grande	-142 dBW	-133 dBW	-125 dBW	0,0125	-124 dBW	0,0125
Petite	-160 dBW	-151 dBW	-148 dBW	0,0125	-147 dBW	0,0125

Il serait raisonnable de supposer que deux satellites brouilleurs sont présents simultanément la plupart du temps, engendrant simultanément aux rayonnements non essentiels provenant d'autres systèmes spatiaux un brouillage global à long terme d'une puissance double de celle d'un brouillage dû à une source unique. On admet pour les rayonnements non essentiels qui émanent des systèmes spatiaux fonctionnant dans la bande 806 - 890 MHz (renvoi de RR 700) et dans la bande 335,4 - 399,9 MHz (renvoi de RR 641) un niveau de 5% du brouillage total à long terme pouvant être autorisé en ce qui concerne les services spatiaux. On peut supposer que plusieurs stations spatiales introduiront occasionnellement un niveau de brouillage relativement élevé pendant de petits pourcentages de temps; dans la présente analyse, on admet que leur effet est équivalent à celui de deux contributions de brouillage d'égal niveau se produisant pendant des pourcentages de temps égaux.

En ce qui concerne les services de Terre, on peut raisonnablement supposer que, la plupart du temps, il existe simultanément deux éléments brouilleurs significatifs dans la bande et que les rayonnements non essentiels constituent environ 5% du brouillage total à long terme provenant des stations de Terre. On suppose que les systèmes de Terre importants sont des faisceaux hertziens en visibilité directe ou à diffusion troposphérique. Les systèmes des auxiliaires de la météorologie contribueraient également au niveau de brouillage significatif en l'absence des décalages de fréquence qui sont normalement employés. Deux stations de Terre pourraient engendrer des niveaux de brouillage relativement élevés pendant un petit pourcentage de temps. Chacune de ces stations peut être autorisée à produire le niveau de brouillage $I_t(p_t)$ pendant $p_t/2$ au plus de la durée de réception.

Le Tableau V présente les niveaux admissibles du brouillage dû à une source unique à partir des rapports de la puissance de brouillage totale à la puissance du brouillage dû à une source unique décrits auparavant. Il convient de noter que le Règlement des radiocommunications (RR) n'institue aucune procédure permettant de prévoir les cas où la coordination est nécessaire pour les satellites non géostationnaires. (L'Appendice 29 au RR prévoit une telle procédure pour les interactions entre systèmes à satellites géostationnaires). Néanmoins, l'Article 11 du RR dispose que la coordination doit être effectuée lorsqu'on prévoit qu'un brouillage inacceptable risque de se produire entre un système à satellites ayant déjà fait l'objet d'une publication anticipée et d'autres systèmes à satellites. Les niveaux de brouilllage dû à une source unique d'un service spatial indiquées dans le Tableau V définissent les niveaux admissibles de brouillage provenant d'un autre système à satellites et peuvent donc être utilisées pour déterminer les cas où la coordination avec d'autres systèmes à satellites est nécessaire. Au cas où les critères de partage avec un autre système spatial ne seraient pas observés pour le fonctionnement dans la même voie, on pourrait remanier les plans de fréquences ou les horaires d'émission de façon à réduire le brouillage, ou on pourrait accepter un niveau de brouillage plus élevé (par exemple, les stations terriennes affectées pourraient être situées loin de toute station de Terre travaillant dans la même voie, ce qui permettrait d'attribuer au système spatial étudié une plus grande fraction du budget de brouillage global).

Il convient de noter que le Rapport 1122 décrit une autre méthode parallèle à celle indiquée dans l'Appendice 28 de RR pour le traitement des stations terriennes de poursuite en vue de déterminer la zone de coordination. Cette autre méthode tient compte particulièrement des statistiques conjointes obtenues pour le pointage d'antenne et la propagation des signaux brouilleurs. En raison de la grande différence concernant les niveaux admissibles de brouillages à court terme dus à une source unique pour les grandes et petites stations terriennes, la dimension de leurs zones de coordination sera extrêmement différente.

TABLEAU V

Niveaux admissibles de brouillage dû à une source unique (critères de partage) applicables à des systèmes METSAT types

Station terrienne de réception	Niveaux admissibles à long terme		Niveaux admissibles à court terme			
	spatial $I_s(20)$	terrestre $I_t(20)$	spatial $I_s(p_s)$	p_s	terrestre $I_t(p_t)$	p_t
Grande	-145 dBW	-136 dBW	-125 dBW	0,006	-124 dBW	0,006
Petite	-163 dBW	-154 dBW	-148 dBW	0,006	-147 dBW	0,006

Les niveaux admissibles de brouillage dû à une source unique, indiqués dans le Tableau V pour des stations terriennes représentatives (46,8 dBi et 29,8 dBi), peuvent être ajustés conformément à l'Annexe I au Rapport 1123 , ainsi qu'il est indiqué ci-dessous, pour les stations terriennes ayant d'autres gains d'antenne. Les seuils de coordination adéquats pour déterminer les zones de coordination sont les suivants (voir le Rapport 382 ou l'Appendice 28 au RR pour les définitions des paramètres):

- pour les grandes stations terriennes recevant des données enregistrées avec un gain d'antenne de 46,8 dBi:

  $P_r(p) = -124$ dBW*, $B = 5{,}334 \times 10^6$ Hz, $p_o = 0{,}012$ et $p = 0{,}006$

* Cette valeur s'applique aux stations terriennes ayant un gain d'antenne de 46,8 dBi. Pour les stations terriennes recevant des données enregistrées avec des antennes ayant d'autres valeurs de gain G (39 dBi < G < 46,8 dBi), les valeurs appropriées de $P_r(p)$ sont les suivantes:

$$P_r(p) = G - 170{,}8 \text{ dBW}$$

- pour les petites stations terriennes recevant des données en direct avec un gain d'antenne de 29,8 dBi:

  $P_r(p) = -147$ dBW*, $B = 2{,}668 \times 10^6$ Hz, $p_o = 0{,}012$ et $p = 0{,}006$

* Cette valeur s'applique aux stations terriennes ayant un gain d'antenne de 29,8 dBi. Pour les stations terriennes recevant des données en direct avec des antennes ayant d'autres valeurs de gain G ($G \leqslant 38$ dBi), les valeurs appropriées de $P_r(p)$ sont les suivantes:

$P_r(p) = -147$ dBW, pour $G < 30$ dBi

$P_r(p) = 2\,(G - 30) - 147$ dBW, pour 30 dBi < G < 34 dBi

$P_r(p) = G - 137$ dBW, pour 34 dBi < G < 38 dBi.

5. Résumé et conclusions

On a analysé deux exemples de stations terriennes recevant des données d'un système particulier de METSAT sur orbite terrestre à faible altitude fonctionnant dans la bande 1 670 - 1 700 MHz afin de déterminer les niveaux de qualité de fonctionnement prévus. Sur la base des objectifs de qualité de fonctionnement des systèmes qui sont spécifiés, on a établi des critères de brouillage appropriés pour le système choisi comme exemple. On a ensuite attribué ces critères aux différentes sources de brouillage dans les services spatiaux et de Terre pour déterminer les critères de partage sous forme de niveaux de brouillage admissibles dus à une source unique. Une méthode d'ajustement de ces critères, en fonction du gain d'antenne de la station terrienne, est présentée dans l'Annexe I au Rapport 1123

On a défini les seuils de coordination pour des brouillages émanant des stations hertziennes de Terre. En appliquant ces seuils, il convient de noter que le Rapport 1122 suggère une solution différente de la méthode énoncée dans l'Appendice 28 de RR pour déterminer les zones de coordination relatives aux stations terriennes suivant des satellites sur orbite terrestre à basse altitude.

En se fondant sur l'analyse des caractéristiques des systèmes choisis comme exemples, ainsi que de celles des futurs systèmes en puissance (Annexe I), on peut conclure qu'il convient d'utiliser les critères de brouillage et de partage présentés dans ce document pour tous les systèmes METSAT fonctionnant dans la bande 1 670 - 1 710 MHz.

On conclut en outre à la nécessité d'effectuer une coordination afin d'empêcher que d'autres systèmes à satellites fonctionnant dans la bande 1 670 -1 710 MHz ne provoquent des brouillages inacceptables à un système METSAT, lorsqu'on prévoit que les critères de partage applicables risquent de ne pas être satisfaits. Dans ces cas, une coordination des horaires de transmission et/ou des plans d'assignation des fréquences peuvent prévenir tout brouillage préjudiciable.

ANNEXE I

Considérations relatives aux futurs systèmes METSAT potentiels fonctionnant au voisinage de 1 700 MHz avec des satellites sur orbite terrestre basse

1. Introduction

On attend des futurs systèmes METSAT utilisant des satellites sur orbite terrestre basse qu'ils fonctionnent avec des détecteurs nouveaux et améliorés et, en conséquence, avec des débits binaires plus élevés sur les liaisons descendantes sur lesquelles sont transmises des données en temps réel, et l'on envisage dans ce cas des débits binaires de quelque 3,5 Mbit/sec. A l'heure actuelle, de nombreux systèmes METSAT à satellites sur orbite terrestre basse utilisent la partie supérieure de la bande 1 670 - 1 710 MHz, tandis que les systèmes METSAT à satellites géostationnaires fonctionnent dans la partie inférieure de la bande. Pour réduire au minimum les futures modifications qu'il conviendra d'apporter aux nombreuses petites stations terriennes qui reçoivent des données en temps réel, ainsi que confiner les liaisons descendantes qui partent des satellites à orbite basse dans la partie supérieure de la bande 1 670 - 1 710 MHz, il est prévu de prendre les mesures suivantes:

- utilisation de la modulation MDPQ pour les liaisons descendantes sur lesquelles sont transmises des données en temps réel avec des débits binaires d'environ 3,5 Mbit/sec.;

- utilisation d'un plan de fréquences avec deux canaux pour la transmission des données en temps réel, l'espacement de fréquence entre les deux canaux étant assez grand pour que chacun des deux satellites utilise un canal séparé sans causer un brouillage mutuel significatif. Dans la mesure du possible, le plan de fréquences devrait également être compatible avec les plans de fréquences actuels;

- utilisation de la bande 7 450 - 7 550 MHz pour les liaisons descendantes sur lesquelles sont transmises aux grandes stations terriennes des données enregistrées.

La présente Annexe montre que les futurs systèmes METSAT pourraient être conçus pour fonctionner avec les critères de brouillage, les critères de partage et les seuils de coordination mis au point dans ce Rapport

2. Qualité de fonctionnement des futurs systèmes

On trouvera dans le Tableau VI une analyse de la qualité de fonctionnement du futur système METSAT potentiel décrit ci-dessus. L'analyse est semblable à celle du Tableau II relatif aux petites stations terriennes, à cela près qu'elle couvre les critères de brouillage du Tableau III. Les comparaisons des niveaux à court terme et à long terme de E_b/N_o dans le Tableau VI et dans le Tableau II, montrent que la qualité de fonctionnement du futur système envisagé, en présence de brouillage, dépasse la qualité de fonctionnement du système représentatif actuel en l'absence de brouillage; cela tient surtout au fait qu'il ne se produirait plus de brouillage dans le canal adjacent causé par les transmissions de données enregistrées sur des liaisons descendantes partant du même satellite.

TABLEAU VI

Analyse de la qualité de fonctionnement d'une future petite station terrienne potentielle de réception de données transmises en temps réel en présence de brouillage

(1 700 MHz)

Facteur de qualité de fonctionnement	Analyse Court terme	Analyse Long terme
1. Puissance à la sortie de l'émetteur du satellite (dBW)	14,5	14,5
2. Pertes filtre/câble (dB)	1,7	1,7
3. Pertes par défaut d'adaptation d'impédance (dB)	0,2	0,2
4. Gain de l'antenne du satellite (dBi)		
a) 61° par rapport au nadir (angle de site de 8°)	-	2,1
b) 62° par rapport au nadir (angle de site de 0°)	2,1	-
5. P.i.r.e. du satellite (dBW)	14,7	14,7
6. Affaiblissement en espace libre (dB)		
a) angle de site de 8°	-	165,3
b) angle de site de 0°	167,6	-
7. Affaiblissement supplémentaire sur le trajet (dB)	0,4	0,0
8. Gain de l'antenne de la station terrienne (dBi)	29,8	29,8
9. Erreur de pointage de l'antenne (dB)	0,5	0,5
10. Perte de polarisation (dB)	0,5	0,5
11. Perte due à la porteuse résiduelle (dB)	0,0	0,0
12. Perte de démodulation (dB)	2,0	2,0
13. Puissance du signal reçu (dB)	-126,5	-123,8
14. Débit binaire, 3,5 Mbit/s (dB bit/seconde)	65,4	65,4
15. Energie/bit reçu, E_b (dBW/Hz)	-191,9	-189,2
16. Température de bruit du système de réception (K)	370,0	240,0
17. Densité de puissance de bruit du récepteur (dBW/Hz)	-202,9	-204,8
18. Puissance brouilleuse due au canal adjacent (dBW/Hz)	0,0	0,0
19. Densité de puissance de bruit		
a) intrasystème (dBW/Hz)	-202,9	-204,8
b) intersystème (dBW/2,668 MHz)	-150,0	-147,0
c) intersystème (dBW/Hz)	-214,3	-211,3
d) total, N_o (dBW/Hz)	-202,6	-203,9
20. E_b/N_o (dB) (y compris brouillage)	10,7	14,7
21. TEB de la liaison, MDPQ cohérente	1×10^{-6}	8×10^{-8}
22. Taux d'erreur pour le traitement/enregistrement des données par satellite	-	-
23. TEB total de la liaison	1×10^{-6}	8×10^{-8}

RAPPORT 1124*

CRITERES RELATIFS A LA QUALITE DE FONCTIONNEMENT, AUX BROUILLAGES ET AU PARTAGE DES FREQUENCES POUR LES STATIONS TERRIENNES DE RECEPTION DU SERVICE DE METEOROLOGIE PAR SATELLITE FONCTIONNANT DANS LA BANDE 7450-7550 MHz AVEC DES SATELLITES SUR ORBITE TERRESTRE BASSE

(Question 12-2/2 et Programme d'études 12C/2)

1. Introduction (1990)

La largeur de bande dont disposent les systèmes de satellites météorologiques (METSAT) dans la bande 1 670 - 1 710 MHz n'est pas suffisante pour assurer les liaisons descendantes fonctionnant à des débits très élevés (c'est-à-dire au-dessus de 20 Mbit/s). Toutefois, il est prévu que les systèmes qui remplaceront certains systèmes METSAT fonctionnant actuellement dans la partie supérieure de la bande 1 670 - 1 710 MHz avec des satellites sur orbite basse, auront besoin de liaisons descendantes à des débits très élevés pour la transmission de données enregistrées. Ces liaisons peuvent être exploitées dans la bande 7 450 - 7 550 MHz, qui est partagée avec le service fixe par satellite (espace vers Terre), le service fixe et les services mobiles (sauf le service mobile aéronautique) ainsi qu'avec les systèmes à satellites géostationnaires du service de météorologie par satellite. L'Article 28 du Règlement des radiocommunications spécifie les limites de puissance surfacique émise par les satellites METSAT afin de protéger les services fixe et mobile. Le présent rapport reprend les objectifs de qualité et les méthodes décrits dans les Rapports 1123 et 1122 pour établir des critères de brouillage et de partage applicables aux systèmes METSAT qui utilisent la bande 7 450 ~ 7 550 MHz, avec des satellites sur orbite basse (c'est-à-dire sur orbite circulaire à une altitude de 600 - 1 000 km).

2. Objectifs de qualité

On suppose que les objectifs de qualité des liaisons descendantes METSAT fonctionnant au voisinage de 7 500 MHz sont identiques à ceux des liaisons descendantes fonctionnant aux environs de 1 700 MHz. Ces objectifs sont définis comme suit dans le Rapport 1121:

- la valeur totale du taux d'erreur binaire (TEB) à une station terrienne doit être inférieure à 1×10^{-6} pendant 99,9% de la durée de réception, toutes causes confondues, au cours d'une année moyenne.

3. Analyse de la qualité de fonctionnement

Le Tableau I présente une analyse de la qualité de fonctionnement d'un système METSAT représentatif utilisant une liaison descendante au voisinage de 7 500 MHz. La colonne intitulée "analyse de la qualité de fonctionnement à court terme" indique les valeurs des paramètres supposées correspondre aux TEB qui sont dépassés pendant une période n'excédant pas 0,1% du temps. La colonne intitulée "analyse de la qualité de fonctionnement à long terme" donne les valeurs des paramètres qui sont supposées correspondre aux TEB dépassés pendant une période n'excédant pas 20% du temps.

* Le présent Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 4, 8 et 9.

TABLEAU I

Analyse de la qualité de fonctionnement d'une future station terrienne METSAT éventuelle recevant des données enregistrées au voisinage de 7 500 MHz

Facteur de qualité de fonctionnement	Analyse de la qualité de fonctionnement à court terme	Analyse de la qualité de fonctionnement à long terme
1. Puissance à la sortie de l'émetteur du satellite (dBW)	16,0	16,0
2. Pertes dans le filtre/câble (dB)	1,7	1,7
3. Pertes par défaut d'adaptation d'impédance (dB)	0,2	0,2
4. Gain de l'antenne du satellite (dBi)		
a) 61° par rapport au nadir (angle de site de 8°	-	2,0
b) 62° par rapport au nadir (angle de site de 0°)	2,1	-
5. P.i.r.e. du satellite (dBW)	16,2	16,1
6. Affaiblissement en espace libre (dB)		
a) angle de site de 8°	-	176,9
b) angle de site de 0°	179,1	-
7. Affaiblissement supplémentaire sur le trajet (dB)	3,7	0,5
8. Gain de l'antenne de la station terrienne (dBi)	54,0	54,0
9. Erreur de pointage de l'antenne (dB)	0,5	0,5
10. Perte de polarisation (dB)	0,2	0,2
11. Perte due à la porteuse résiduelle (dB)	-	-
12. Perte de démodulation (dB)	2,0	2,0
13. Puissance du signal reçu (dBW)	-115,3	-110,0
14. Débit binaire (dB bit/s): 50 Mbit/s	77,0	77,0
15. Energie/bit reçu, E_b (dBW/Hz)	-192,3	-187,0
16. Température de bruit du système de réception (K)	320,0	210,0
17. Densité de puissance de bruit du récepteur (dBW/Hz)	-203,5	-205,4
18. Brouillage dans le canal adjacent (dBW/Hz)	-	-
19. Densité de puissance de bruit intrasystème, E_b (dBW/Hz)	-203,5	-205,4
20. E_b/N_o (dB)	11,2	18,4
21. TEB de la liaison, MDBP cohérente	5×10^{-7}	$< 10^{-12}$
22. Taux d'erreur pour l'enregistrement/le traitement des données par satellite	5×10^{-7}	5×10^{-7}
23. Taux d'erreur binaire total de la liaison	1×10^{-6}	5×10^{-7}

On admet que le satellite caractérisé dans le Tableau I est conçu de manière à avoir en fin de vie une puissance et une p.i.r.e. juste suffisantes pour satisfaire l'objectif de qualité dans des conditions de fonctionnement relativement dégradées qui surviennent pendant de faibles pourcentages de temps. On admet aussi que le diagramme du gain d'antenne du satellite est modelé, ce qui compense partiellement l'augmentation de l'affaiblissement en espace libre sur les trajets du signal à partir du satellite à des angles, par rapport au nadir, de plus en plus grands. Comme dans le cas des grandes stations terriennes fonctionnant au voisinage de 1 700 MHz (Rapport 1121), on considère que l'angle de site d'exploitation minimal de la station terrienne (point 4(b)) est de 5° pendant 0,1% du temps.

Les affaiblissements supplémentaires de propagation à court terme par rapport à l'espace libre correspondent à la profondeur des évanouissements dus à la pluie prévus pour la zone hydrométéorologique K (Rapport 763) pendant 0,1% du temps, selon le modèle décrit dans le Rapport 564. La valeur à long terme de ce paramètre est calculée d'après les prévisions relatives à l'affaiblissement dû aux gaz. On admet que la station terrienne est équipée d'une antenne de 12,2 m de diamètre, c'est-à-dire la plus petite antenne prévue pour la réception courante des données enregistrées. On suppose que la modulation est du type MDPB, bien que les résultats s'appliquent aussi à la modulation MDPQ et à ses variantes. La largeur de bande nominale du récepteur considéré est de 100 MHz.

4. Détermination des critères de brouillage

4.1 Critères applicables au système représentatif

Le taux d'erreur binaire à long terme indiqué dans le Tableau I assure une qualité de fonctionnement en l'absence de brouillage largement supérieure à l'objectif fixé (rapport E_b/N_o dépassé de 7,2 dB pour un TEB sur la liaison radioélectrique de 5×10^{-7} nécessaire à l'obtention d'un TEB total de 10^{-6}). Pendant un faible pourcentage de temps p, les brouillages peuvent être admis pour réduire le rapport E_b/N_o de 7,2 dB; en effet ces brouillages ne sont pas liés aux dégradations qui se produisent à court terme à l'intérieur du système. Le pourcentage de temps p associé à ces brouillages devrait représenter 25% du pourcentage de temps total pendant lequel un TEB de 10^{-6} peut être toléré, soit p = 0,025% du temps, pour que l'on puisse maîtriser parfaitement la qualité de fonctionnement à court terme lors de la conception du système. Ainsi, la puissance totale du signal brouilleur à court terme admissible dans une largeur de bande du récepteur de 100 MHz, qui ne doit pas être dépassée pendant plus de 0,025% du temps, est de -122 dBW.

Le TEB à court terme indiqué dans le Tableau I pour le système représentatif satisfait exactement à l'objectif de qualité pour le TEB en l'absence de brouillage. Toutefois, il faudrait permettre que le niveau de la puissance brouilleuse à long terme (dépassé pendant 20% du temps au maximum) atteigne 25% du bruit total, ce qui correspondrait à l'objectif de qualité. Ainsi, la puissance totale du signal brouilleur à long terme, admissible dans une largeur de bande du récepteur de 100 MHz, qui ne doit pas être dépassée pendant plus de 20% du temps, est de -133 dBW.

4.2 Critères de brouillage généralisés

L'antenne de station terrienne prise pour hypothèse au Tableau I (diamètre nominal: 12,2 m) est la plus petite antenne qui sera utilisée couramment dans les systèmes fonctionnant au voisinnage de 7 500 MHz. Cependant, de plus grandes antennes avec des valeurs de gain plus élevées devront être employées pour certaines stations terriennes. Une méthode d'extrapolation des critères de brouillage (et de partage) est présentée dans l'Annexe I du Rapport 1123.

5. Déduction des critères de partage

Les brouillages causés aux stations terriennes METSAT fonctionnant au voisinage de 7 500 MHz peuvent provenir d'autres satellites du même service ou du service fixe par satellite, mais ils se produisent la plupart du temps dans les lobes latéraux éloignés de l'antenne de la station terrienne. On peut s'attendre à ce que les émetteurs du service fixe et du service mobile de Terre produisent dans de nombreux cas des niveaux de brouillage plus élevés. Chacun de ces systèmes brouilleurs (sauf les systèmes METSAT) utilise en général plusieurs voies à l'intérieur de la voie à large bande (100 MHz) affectée aux liaisons descendantes METSAT. Pour imputer les brouillages aux divers systèmes brouilleurs, on procède en trois étapes: 1) définition d'un niveau global admissible pour le brouillage total causé par les services spatiaux et les services de Terre; 2) s'il y a lieu, détermination de largeurs de bande de référence (inférieures à 100 MHz) à appliquer avec des critères de brouillage adaptés, en fonction des services spatiaux et des services de Terre; 3) définition de critères pour les brouillages dus à une source unique. Les seuils de brouillage servant à déterminer les zones de coordination sont fondés sur les critères applicables aux brouillages dus à une source unique.

5.1 Niveaux admissibles du brouillage causé par des services spatiaux et des services de Terre

Les brouillages à long terme causés par des émetteurs des services de Terre fonctionnant au voisinage de stations terriennes de réception METSAT peuvent facilement dépasser ceux qui sont causés par des systèmes à satellites, puisque les puissances surfaciques moyennes associées reçues à la station terrienne METSAT sont très différentes dans les deux cas. En conséquence, le niveau admissible de brouillage total à long terme est imputé pour 90% aux services de Terre et pour 10% aux services spatiaux.

Pendant de faibles pourcentages du temps, les signaux brouilleurs en provenance de satellites peuvent se trouver dans le faisceau principal de la station terrienne METSAT, alors que des brouillages causés par des stations de Terre peuvent se produire à des angles hors axe égaux ou supérieurs à 5 degrés environ, (soit la valeur minimale supposée de l'angle de site de l'antenne de la station terrienne), ce qui tend à égaliser les niveaux les plus élevés du brouillage occasionné par les services spatiaux d'une part et les services de Terre d'autre part. Toutefois, dans la mesure où le lobe principal de la station terrienne METSAT croise l'orbite des satellites géostationnaires presque à tous les passages du satellite METSAT tandis que l'azimut du faisceau principal est moins fréquemment orienté vers les émetteurs de Terre, on peut raisonnablement imputer le brouillage à court terme aux services de Terre pendant 25% du temps. Le Tableau II indique les niveaux admissibles de brouillage ainsi obtenus pour les services spatiaux et les services de Terre; ces chiffres peuvent être extrapolés comme il est décrit dans l'Annexe I du Rapport 1123 pour des stations terriennes METSAT dont le gain d'antenne est supérieur à 54 dBi.

TABLEAU II

Niveaux admissibles de brouillage dû
aux services spatiaux et aux services de Terre

	Services spatiaux	Services de Terre
Puissance totale du signal brouilleur dans 100 MHz, à ne pas dépasser pendant plus de 20% du temps	-143 dBW	-134 dBW
Puissance totale du signal brouilleur dans 100 MHz, à ne pas dépasser pendant plus de p% du temps	-122 dBW p_s = 0,0188%	-122 dBW p_t = 0,0062%

5.2 Largeur de bande de référence pour les critères de partage

Les satellites brouilleurs peuvent utiliser un nombre variable de porteuses avec des puissances et des largeurs de bande variables à l'intérieur de la largeur de bande de 100 MHz admise pour le récepteur METSAT, et ces utilisations peuvent varier considérablement d'un satellite à un autre. De même, le nombre de voies ainsi que les niveaux de puissance et les largeurs de bande associés des stations de Terre brouilleuses peuvent varier largement d'un système à un autre. On peut établir des critères de partage avec une largeur de bande de référence inférieure à celle de 100 MHz adoptée pour le récepteur METSAT. Toutefois, il faudrait formuler à ce sujet des hypothèses qui devront nécessairement être prudentes, et qui risquent de faire établir des critères de partage laissant une marge de sécurité trop importante. Un complément d'étude est nécessaire pour déterminer les critères applicables dans le cas de largeurs de bande plus petites (par exemple, 1 MHz).

5.3 Critères applicables aux brouillages dus à une source unique

Etant donné que les nombreux satellites fonctionnant au voisinage de 7 500 MHz peuvent causer simultanément des brouillages à une station terrienne METSAT par les lobes latéraux de son antenne, et que la puissance totale des signaux brouilleurs de chaque satellite dans la largeur de bande de référence de 100 MHz dépend du satellite, on admet une valeur de 4 pour le rapport entre la puissance des signaux brouilleurs à long terme de tous les satellites et celle d'un seul satellite. En effet, on tient compte d'un nombre de satellites supérieur à 4 dans cette attribution des critères à long terme, mais on suppose que la puissance totale de leurs signaux brouilleurs dans la largeur de bande de référence est égale à quatre fois celle de la source de brouillage à long terme la plus défavorable. De même, dans le cas des niveaux admissibles de brouillage à court terme pour les services spatiaux, on peut admettre cinq sources de brouillage de niveau égal afin de subdiviser le critère de pourcentage de temps à court terme. On suppose que, à un moment donné, toute augmentation du brouillage ne peut être due qu'à une seule de ces sources (y = 1/5 dans l'équation (6) du Rapport 1122). Dans ce calcul, on tient compte de plus de cinq satellites, mais on suppose que le pourcentage de temps total pendant lequel le critère de puissance de brouillage à court terme est dépassé est égal à cinq fois celui de la source de brouillage à court terme la plus défavorable. On laisse une marge admissible de 5% pour les rayonnements non essentiels qui émanent des systèmes spatiaux avant ces calculs. Le Tableau III présente les critères de brouillage calculés dans le cas d'une source unique qui s'appliquent aux émetteurs des services spatiaux.

En ce qui concerne les services de Terre, on peut raisonnablement supposer qu'il existe à long terme deux sources de brouillage importantes et que pour les rayonnements non essentiels provenant de stations de Terre, on devrait leur imputer 5% du brouillage causé par des services de Terre. On suppose en outre qu'il existe deux sources de brouillage par les services de Terre atteignant un niveau important pendant de faibles pourcentages du temps, et que l'une d'elles augmente à un moment donné quelconque. En réalité, il peut y avoir plus de deux sources de brouillage qui influencent les niveaux de brouillage à long terme et à court terme mais on admet que leurs effets combinés ne sont pas supérieurs au double de ceux produits par la source de brouillage la plus défavorable. Le Tableau III présente les critères pour les brouillages dus à une source unique qui s'appliquent aux émetteurs des services de Terre.

TABLEAU III

Critères relatifs au brouillage dû à une source unique applicables à différentes stations d'émissions

	Services spatiaux	Services de Terre
Puissance totale du signal brouilleur dans 100 MHz, à ne pas dépasser pendant 20% du temps	-149 dBW	-137 dBW
Puissance totale du signal brouilleur dans 100 MHz, à ne pas dépasser pendant plus de p% du temps	-122 dBW p_s = 0,0038%	-122 dBW p_t = 0,0031%

Les niveaux admissibles donnés dans le Tableau III pour le brouillage dû à une source unique peuvent être adaptés en fonction de stations terriennes ayant des gains d'antenne supérieurs à la valeur présumée de 54 dBi, au moyen de la méthode décrite dans le Rapport 1123 .

Lorsqu'on envisage d'effectuer une coordination entre une station terrienne de réception METSAT et des stations de Terre, le critère ci-après devrait être utilisé dans l'Appendice 28 au Règlement des radiocommunications. Dans le cas de stations terriennes ayant des valeurs de gain d'antenne différentes de la valeur présumée (54 dBi), on peut appliquer la méthode décrite dans l'Annexe I du Rapport 1123 pour adapter le seuil de brouillage.

$P_r(p)$ = -122 dBW, B = 100 x 10^6 Hz, p_o = 0,006,
n = 2, p = 0,003

6. Résumé

Les méthodes présentées dans les Rapports 1123 et 1122 ont été utilisées pour déterminer les critères de brouillage et de partage applicables aux systèmes METSAT fonctionnant au voisinage de 7 500 MHz avec des satellites en orbite basse. Les critères relatifs au niveau admissible de brouillage total présentés dans le Tableau II devraient être pris en compte pour la mise au point de systèmes METSAT. Les critères relatifs au brouillage dû à une source unique, qui sont indiqués au Tableau III, définissent les critères de partage applicables. Enfin, on trouve également dans le présent document les paramètres à utiliser pour le calcul des zones de coordination.

RAPPORT 1125*

PARTAGE DES FREQUENCES ENTRE SYSTEMES DU SERVICE FIXE PAR SATELLITE ET DU SERVICE DE METEOROLOGIE PAR SATELLITE FONCTIONNANT DANS LA BANDE 7450-7550 MHz AVEC DES SATELLITES EN ORBITE TERRESTRE BASSE*

(Question 12-2/2)

(1990)

1. Introduction

Les systèmes du service de météorologie par satellite vont de plus en plus utiliser la bande 7 450 - 7 550 MHz à mesure qu'augmenteront les débits binaires nécessaires aux liaisons descendantes, notamment pour le vidage des données enregistrées dans les systèmes à satellites sur orbite basse. Cette bande de fréquences est employée par le service fixe par satellite (SFS) et par le service météorologique par satellite pour les systèmes utilisant des satellites sur l'orbite des satellites géostationnaires. Ces systèmes risquent de causer des brouillages aux systèmes à satellites de météorologie (METSAT) qui utilisent des satellites sur orbite terrestre basse, ou de subir des brouillages de ceux-ci. Cette bande de fréquences est également utilisée par les services fixe et mobile, qui sont protégés contre les brouillages préjudiciables par les limites de puissance surfacique spécifiées à l'article 28 du Règlement des radiocommunications. Le présent rapport décrit une méthode d'identification des systèmes METSAT (sur orbite basse) et du SFS qui peuvent être affectés par le partage et il analyse la situation en matière de partage. Il n'aborde pas les problèmes de brouillage à l'intérieur du service METSAT, c'est-à-dire les brouillages causés par les METSAT sur orbite terrestre basse aux stations terriennes recevant les signaux des satellites géostationnaires de météorologie. Les critères de partage spécifiés dans le Rapport 1124 pour les systèmes METSAT (sur orbite basse) sont appliqués.

2. Identification des systèmes pouvant être défavorablement influencés

Les données enregistrées à bord d'un satellite METSAT sur orbite basse sont transmises sur ordre d'une station terrienne de réception METSAT c'est-à-dire d'une station terrienne de télécommande et d'acquisition de données (TAD). Ces stations sont généralement situées à des latitudes d'au moins 35° par rapport à l'équateur, parce que le satellite (qui est en général à une altitude comprise entre 600 et 1 000 km) est plus souvent visible aux latitudes élevées. Deux ou trois stations de ce type suffisent pour extraire toutes les données qui sont recueillies et enregistrées sur toutes les orbites de satellites. L'emplacement de la station TAD constitue un point de référence pratique pour identifier les stations terriennes SFS et leurs satellites associés susceptibles d'être affectés puisque l'émetteur de bord du satellite METSAT n'est activé que lorsqu'il est vu de la station TAD à des angles de site supérieurs à une certaine valeur minimale (les contraintes liées à l'angle de site minimal sont

---

* Le présent Rapport devra être communiqué à l'attention de la Commission d'études 1.

déterminées par les contraintes physiques dues à l'utilisation d'antennes de stations TAD qui sont grandes et lourdes et aux dégradations de la qualité qui se produisent à l'intérieur du système sur les trajets relativement longs en direction du satellite à de faibles angles de site).

2.1 Emplacements sur l'orbite des satellites géostationnaires des satellites SFS susceptibles d'affecter une station terrienne METSAT

Pour identifier les satellites SFS sur l'orbite des satellites géostationnaires qui peuvent causer des brouillages à une station terrienne METSAT, on détermine la partie de cette orbite qui est visible à partir de la station terrienne METSAT au-dessus d'un angle de site minimal spécifié. On peut alors réexaminer les Publications anticipées et les Notifications de l'IFRB pour identifier les satellites situés dans l'arc calculé. Cet arc forme un certain angle ß par rapport à la longitude de la station terrienne METSAT et peut être calculé de la façon suivante:

$$\beta = \arccos \left[\frac{[1 - (D/42\ 644)]^2}{0.2954 \cdot \cos \Gamma} \right] \qquad (1)$$

$$D = (R_e + h) \left[\frac{\sin(90 - E - \arcsin[(Re/Re+h)\cos E])}{\cos E} \right] \quad \text{km} \qquad (2)$$

où:

ß = différence de longitude maximale entre un satellite SFS visible et la station terrienne METSAT;

Γ = latitude de la station terrienne METSAT;

D = distance oblique (km) entre le satellite SFS et la station terrienne METSAT;

R_e = rayon de la terre (km): 6 378 km;

h = altitude (km) du satellite SFS: 35 788 km;

E = angle de site (degrés) mesuré à la station terrienne METSAT en direction des positions les plus à l'est ou à l'ouest dans la partie visible de l'orbite des satellites géostationnaires (c'est-à-dire l'angle de site à l'horizontale dans cette direction).

En prenant l'exemple d'une station TAD à 75,5° de longitude et 37,95° de latitude, avec des angles de site de l'horizon physique de 0° en direction des points visibles situés les plus à l'est et à l'ouest de l'orbite des satellites géostationnaires (c'est-à-dire E = 0), on peut déterminer l'arc comme suit (en utilisant la formule 2):

$$D = (6\ 378 + 35\ 788) \sin (90 - \arcsin [6\ 378 / (6\ 378 + 35\ 788)])$$
$$D = 41\ 680 \text{ km}$$

En conséquence, la formule 1 donne ß = 72,6° en direction de l'est et de l'ouest et l'arc de l'orbite des satellites géostationnaires sur lequel se trouvent les satellites SFS qui pourraient affecter la station TAD type s'étend sur 2 ß soit 145,2°, à des longitudes comprises entre 148,1° ouest et 2,9° ouest.

2.2 Emplacements des stations terriennes SFS susceptibles d'être affectées

La surface contenue dans un cercle centré sur la station terrienne METSAT peut servir à définir les emplacements où les émissions de satellites METSAT risquent de causer des brouillages à des stations terriennes SFS. Le rayon de ce cercle est déterminé par la distance entre la station TAD et une station terrienne SFS quelconque qui peut être vue de l'engin spatial METSAT, lorsque celui-ci émet vers la station terrienne TAD. Le rayon S du cercle contenant toutes les stations terriennes SFS susceptibles d'être affectées est calculé à l'aide des formules suivantes:

$$S = S_{MET} + S_{SFS} \qquad (3)$$

où:

S = distance maximale à la surface de la Terre (km) entre une station terrienne TAD et une station terrienne SFS qui risque de subir des brouillages;

S_{MET} = distance maximale à la surface de la Terre (km) entre le point subsatellite et une station terrienne TAD recevant des émissions de l'engin spatial METSAT (km);

S_{SFS} = distance maximale à la surface de la Terre(km) entre le point subsatellite et un point où une station terrienne SFS peut être vue d'un engin spatial METSAT.

avec:

$$S_{MET} \text{ ou } S_{SFS} = 2\pi \cdot R_e \cdot [(90 - E + \phi) / 360] \qquad (4)$$

$$\phi = \arcsin [R_e \cdot \sin 90 + E) / (h + R_e)] \qquad (5)$$

où:

ϕ = angle exocentrique (degrés) au satellite METSAT entre le nadir et l'horizon de la Terre;

R_e = rayon de la Terre (6 378 km);

E = angle de site (degrés) vers le satellite METSAT;

h = altitude (km) du satellite METSAT.

En admettant par exemple que l'angle de site de fonctionnement minimal de l'antenne de la station terrienne METSAT est de 5° et que lesatellite METSAT gravite à 825 km d'altitude, la distance entre la station terrienne et le point à la verticale du satellite le plus éloigné pendant la transmission est la suivante :

$$\phi = \arcsin [6\,378 \cdot \sin (90 + 5) / (825 + 6\,378)] = 61{,}9°$$

$$S_{MET} = 2\pi\,(6\,378)\,[23.1/360] = 2\,572 \text{ km}$$

Un angle de site nul à la station terrienne SFS en direction du satellite METSAT dans la position susmentionnée détermine de la même façon une distance de 3 158 km entre la station terrienne SFS et le point à la verticale du satellite. En conséquence, les stations terriennes SFS situées dans une zone de (2 572 km + 3 158 km = 5 730 km) de rayon qui est centrée sur la station terrienne TAD risquent d'être affectées par les émissions sur les liaisons descendantes METSAT.

3. Analyse de la situation générale en matière de partage des fréquences

Une analyse des brouillages entre des systèmes METSAT et SFS type a été faite pour établir les statistiques de brouillage. On trouvera dans le présent paragraphe la description des scénarios possibles de partage des fréquences et de la méthode analytique ainsi qu'une discussion des résultats de l'analyse.

3.1 Scénarios de partage des fréquences considérés

Les Publications anticipées et les Notifications (au mois de novembre 1988) concernant les systèmes SFS susceptibles d'utiliser actuellement des liaisons descendantes dans la bande 7 450 - 7 550 MHz ont été réexaminées en vue de déterminer les caractéristiques d'un système SFS type. Environ 50 satellites ont été identifiés: la densité moyenne dans l'arc de l'orbite est d'environ un satellite tous les 7°, avec une densité de crête d'environ un satellite tous les 3,5° dans un arc de 40°. Pour l'analyse des groupes de satellites SFS, on s'est placé dans l'hypothèse d'un espacement régulier de 3° entre les satellites pour tenir compte de l'augmentation possible de cette densité. Le Tableau I récapitule les autres caractéristiques pertinentes des systèmes SFS équipés de petites antennes de stations terriennes ainsi que les niveaux de la p.i.r.e. des satellites considérés dans cette analyse. On admet que le diagramme de rayonnement des antennes de stations terriennes SFS est celui indiqué dans l'Appendice 29 au Règlement des radiocommunications.

TABLEAU I

Paramètres de systèmes du SFS utilisés dans l'analyse

Diamètre de l'antenne de la station terrienne (m)	Paramètres du satellite			
	p.i.r.e minimale (dB(W/Hz))	p.i.r.e maximale (dB(W/Hz))	p.i.r.e condidérée (dB(W/Hz))	Largeur de bande à l'émission (MHz)
1,00	-30	-25	-27	<85
2,44	-38	-26	-32	<85
6,09	-38	-24	-31	<85

Les paramètres considérés pour le système METSAT sont fondés sur le système décrit dans le Rapport 1124 et sont indiqués ci-dessous.

- Station terrienne METSAT
  - Latitudes: 35°N, 50°N, 65°N.
  - Fréquence: 7 500 MHz.
  - Diamètre de l'antenne: 25,9 m; gain: 64,8 dBi; diagramme du gain d'antenne hors axe conforme à l'Appendice 29 du Règlement des radiocommunications.
  - Angle de site minimal pour une émission et une réception METSAT: 5° au-dessus de l'horizon de la Terre lisse.

- Temps de visibilité minimal du satellite (angle de site supérieur à 5°) pendant lequel on tente d'extraire les données: 0 seconde (hypothèse la plus défavorable en ce qui concerne l'horaire de transmission).

- Satellite METSAT

  - Orbite circulaire héliosynchrone.

  - Altitude de l'orbite: 825 kilomètres au-dessus de la surface de la Terre.

  - Inclinaison de l'orbite: 98,89°.

  - Puissance à l'entrée de l'antenne du satellite: 16 dBW/100 MHz, (densité de puissance: -62 dBW/Hz).

  - Gain de l'antenne du satellite: 2,1 dBi en direction du limbe de la Terre et de -4,5 dBi au nadir.

  - Le satellite n'émet que sur ordre d'une station terrienne METSAT.

On admet les scénarios de mise en place et les autres facteurs suivants:

- Emplacement(s) du satellite SFS: trois variantes sont possibles:

  1) un seul satellite situé le plus à l'est possible pour être vu à l'angle de site de fonctionnement minimal (5°) de la station TAD (le Tableau II résume les positions relatives de la station terrienne METSAT, de la station terrienne SFS et du satellite SFS);

  2) un seul satellite situé à la même longitude que celle de la station terrienne METSAT;

  3) un groupe de satellites SFS espacés de 3° (ces satellites ne sont utilisés que lorsque la station terrienne METSAT est le récepteur brouillé).

- Gain de l'antenne du satellite SFS: aucune marge n'est prévue pour la discrimination hors-axe vers la station terrienne METSAT brouillée.

- Emplacement de la station terrienne SFS: cas le plus défavorable (c'est-à-dire au point pour lequel le temps de visibilité cumulé du satellite METSAT est maximal). La station est positionnée à 512 km (à 4,6° d'arc de grand cercle) dans la direction nord-ouest de la station terrienne METSAT, dans le plan défini par le centre de la Terre ainsi que par la position du satellite SFS dont les émissions sont reçues et par la position de la station terrienne METSAT. Les positions relatives des stations terriennes METSAT et SFS et du satellite SFS sont résumées dans le Tableau II (il convient de noter qu'à d'autres emplacements, les stations terriennes SFS subiraient des brouillages de niveau beaucoup moins élevé pour une probabilité donnée).

TABLEAU II

Paramètres géométriques utilisés dans l'analyse

LATITUDE DE LA STATION TERRIENNE METSAT (degrés)	LONGITUDE DU SATELLITE SFS (degrés)	SATELLITE SFS RELATIVEMENT A LA STATION TERRIENNE METSAT SITE (degrés)	AZIMUT (degrés)	EMPLACEMENT DE LA STATION TERRIENNE SFS LAT. (degrés)	LONG. (degrés)	SATELLITE SFS RELATIVEMENT A LA STATION TERRIENNE SFS SITE (degrés)	AZIMUT (degrés)
35N	073,2E	05,0	100	35,7N	005,6O	00,4	097
50N	068,4E	05,0	107	51,1N	007,0O	00,4	101
65N	056,0E	05,0	121	67,1N	010,1O	00,4	112
35N	000,0E	49,3	180	39,6N	000,0E	44,2	180
50N	000,0E	32,7	180	54,6N	000,0E	27,7	180
65N	000,0E	16,7	180	69,6N	000,0E	11,9	180

3.2 Méthode analytique

Le rapport de densité de puissance porteuse/brouillage (C_o/I_o) a été calculé pour les stations terriennes SFS et METSAT et enregistré dans un programme de simulation pendant que le satellite METSAT gravitait sur orbite terrestre. On a mis fin aux simulations quand les statistiques relatives au rapport C_o/I_o sont devenues stables et ont atteint des valeurs asymptotiques. Si la méthode C_o/I_o a été employée, c'est parce qu'elle donne des résultats correspondant au cas le plus défavorable, lesquels peuvent ensuite être ajustés afin d'obtenir une estimation des rapports C/I sur la base des largeurs de bande d'émission, des types de modulation et du nombre de porteuses SFS dans la largeur de bande de référence de 100 MHz du récepteur METSAT.

3.3 Examen des résultats

La Figure 1 présente les résultats de l'analyse du brouillage causé à la station terrienne METSAT par un seul satellite SFS et par le groupe de satellites SFS. La Figure 2 donne les résultats du brouillage causé aux stations terriennes SFS situées aux emplacements où les niveaux de brouillage sont les plus élevés. En comparant les résultats obtenus pour les systèmes METSAT et SFS, on s'aperçoit que le système METSAT présente les valeurs de C_o/I_o nettement inférieures à celles des systèmes SFS.

3.3.1 Brouillage causé aux stations terriennes METSAT

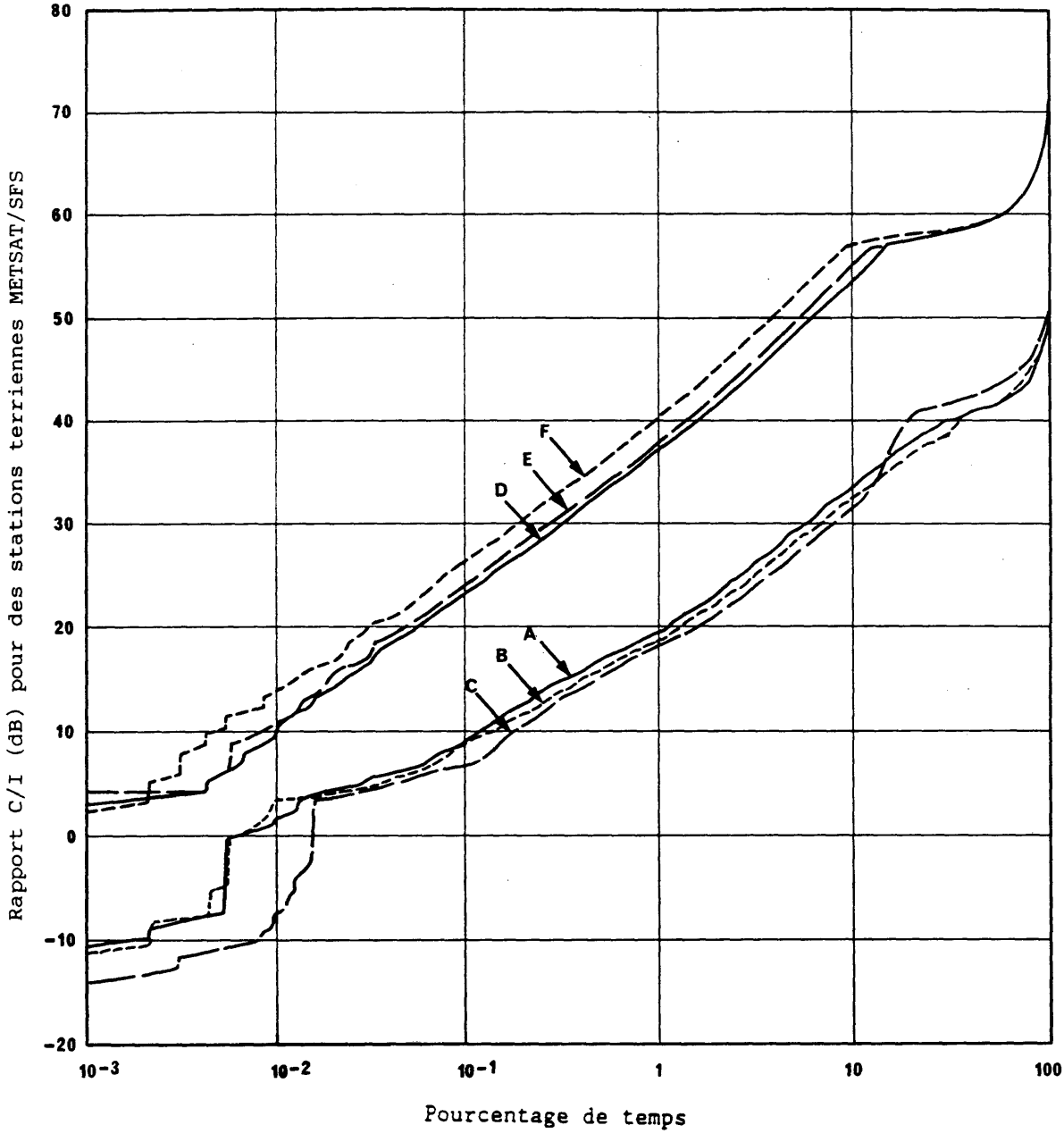
La Figure 1 montre qu'un satellite SFS peut provoquer des valeurs de C_o/I_o d'environ 5 dB à une station terrienne METSAT, pendant des pourcentages de temps de près de 0,003%, et d'environ 57 dB pendant des pourcentages de temps de près de 20%. Les critères de partage applicables pour une seule source de brouillage qui sont donnés dans le Rapport 1124 pour le système METSAT considéré sont les suivants: rapports C/I pour une source unique de 12 dB pendant 0,0038% du temps et de 33,7 dB pendant 20% du temps. La valeur réelle du rapport C/I au récepteur METSAT sera nettement plus élevée que les valeurs indiquées sur la Figure 1, parce qu'il y a des bandes de garde entre les porteuses SFS et que les valeurs supposées des densités de puissance du satellite SFS sont supérieures à celles utilisées dans beaucoup de porteuses SFS. En conséquence, il n'y aura probablement pas lieu de prévoir des horaires de transmission METSAT pour protéger le récepteur METSAT des émissions de chaque satellite SFS.

Il ressort également de la Figure 1 que le brouillage total causé par un groupe de satellites SFS est supérieur de plus de 10 dB à celui causé par chaque satellite SFS. Le brouillage total admissible causé par tous les satellites (Rapport 1124) correspond à des C/I de 12 dB pendant 0,01875% du temps et de 27,3 dB pendant 20% du temps. Les critères de brouillage à court terme ne sont pas respectés pour les systèmes pris en exemple, dans l'hypothèse où les rapports C/I et C_o/I_o sont égaux. Cependant, on peut s'attendre à des valeurs de C/I bien supérieures aux valeurs C_o/I_o, de sorte qu'il ne devrait pas y avoir de brouillages inacceptables pour les stations terriennes METSAT en l'absence d'horaire de transmission METSAT, même si l'on se place dans l'hypothèse d'une densité élevée de satellites SFS fonctionnant au voisinage de 7 500 MHz.

3.3.2 Brouillage causé aux stations terriennes SFS

La Figure 2 donne les niveaux de C_o/I_o calculés pour des stations terriennes SFS situées aux emplacements les plus défavorisés au voisinage de stations terriennes METSAT, à des latitudes de 35°N, 50°N et 65°N. Les critères de brouillage spécifiés dans les Recommandations 466-2, 483-1 et 523-2 (Vol. IV) indiquent que pour un brouillage par une seule source, on peut généralement accepter des valeurs de C_o/I_o d'environ 28 dB et 21 dB pendant respectivement 20% et 0,03% du mois le plus défavorable. Signalons qu'aucun brouillage ne peut se produire pendant plus de 8,5% du temps environ, quelle que soit la latitude, du fait des statistiques de visibilité du satellite METSAT. Toutefois, les valeurs de C_o/I_o interpolées entre les critères à 20% et 0,03% peuvent être comparées aux valeurs calculées pendant les pourcentages de temps intermédiaires. S'agissant des stations terriennes SFS considérées, les valeurs calculées de C_o/I_o dépassent largement, et dans tous les cas, les critères de partage du rapport C_o/I_o pour le SFS. En fait, les marges sont suffisantes pour protéger les stations terriennes SFS qui reçoivent les porteuses ayant les densités de p.i.r.e. du satellite SFS les plus faibles parmi celles indiquées dans le Tableau I. D'après ces résultats, on constate donc que pour les systèmes METSAT ayant les niveaux de p.i.r.e. du satellite que nous avons pris comme hypothèse, il peut ne pas être nécessaire de prévoir des horaires de transmission pour protéger les stations terriennes SFS utilisant de petites antennes.

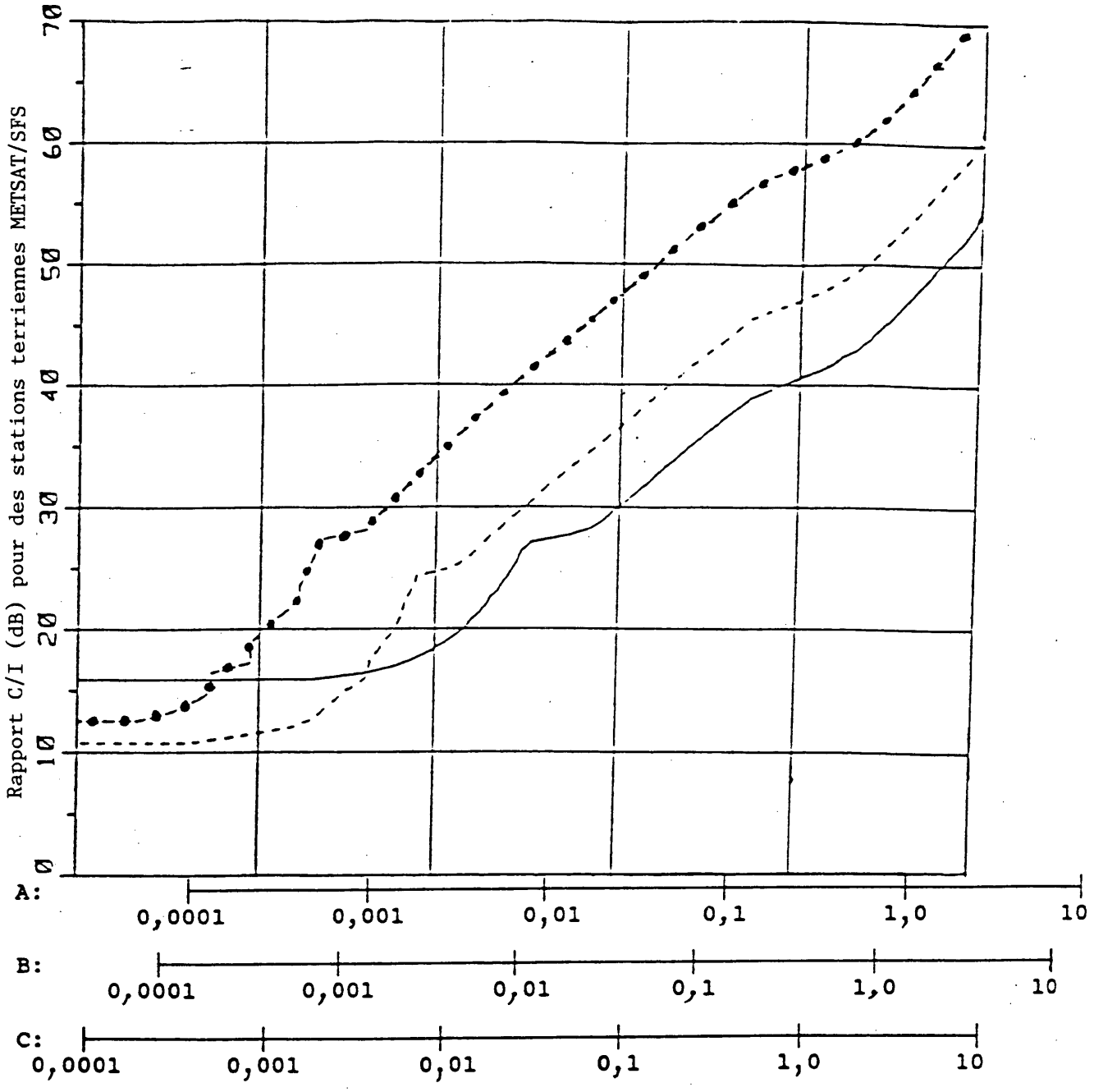
La Figure 2 montre aussi que lorsqu'on augmente le diamètre de l'antenne de la station de réception SFS et qu'on réduit la densité de p.i.r.e. du satellite pour que le niveau de puissance du signal reçu soit constant, deux phénomènes se produisent: 1) la valeur asymptotique minimale de C_o/I_o diminue avec la p.i.r.e. du satellite SFS, alors que 2) la valeur de C_o/I_o dépassée pendant 0,03% du temps et pendant des pourcentages de temps plus importants augmente. Ce phénomème est dû à la réduction de l'ouverture angulaire de l'antenne de la station terrienne lorsque le diamètre (et le gain) de l'antenne augmente, ce qui diminue les pourcentages de temps pendant lesquels le niveau de C_o/I_o est proche de la valeur asymptotique minimale de C_o/I_o. En conséquence, les brouillages causés à des stations terriennes SFS ayant des antennes de plus grandes dimensions que celles que l'on a prises pour hypothèse dans cette analyse peuvent également se situer à des niveaux acceptables en l'absence d'horaires de transmission METSAT. Une analyse plus poussée des liaisons descendantes SFS types vers de grandes stations terriennes SFS s'impose pour confirmer ce raisonnement .



A: Station terrienne METSAT à 35°N, 53 satellites SFS brouilleurs
B: Station terrienne METSAT à 50°N, 51 satellites SFS brouilleurs
C: Station terrienne METSAT à 65°N, 46 satellites SFS brouilleurs
D: Station terrienne METSAT à 35°N, 1 satellite SFS brouilleur
E: Station terrienne METSAT à 50°N, 1 satellite SFS brouilleur
F: Station terrienne METSAT à 65°N, 1 satellite SFS brouilleur

FIGURE 1

Densités de puissance porteuse/brouillage
calculées pour des récepteurs de stations terriennes METSAT



———— :Station terrienne SFS équipée d'une antenne de 1,0 m
– – – – :Station terrienne SFS équipée d'une antenne de 2,44 m
–•–•–•– :Station terrienne SFS équipée d'une antenne de 6,09 m
Echelle A :Station terrienne METSAT à 35°N de latitude
Echelle B :Station terrienne METSAT à 50°N de latitude
Echelle C :Station terrienne METSAT à 65°N de latitude

FIGURE 2

Densités de puissance porteuse/brouillage calculées pour des récepteurs de stations terriennes SFS situées à l'emplacement le plus défavorable relativement à une station terrienne METSAT

4. Résumé

On a exposé dans la présente contribution des méthodes permettant d'identifier les systèmes du SFS qui risquent d'affecter des émissions de satellites METSAT sur orbite basse fonctionnant au voisinage de 7 500 MHz ou d'être affectées par elles.

Des analyses ont été faites en vue de déterminer les statistiques de brouillage risquant de se produire entre des systèmes SFS et METSAT, en l'absence de toutes dispositions destinées à éviter les brouillages à l'aide d'horaires de transmission METSAT. On a pu constater que les niveaux de puissance du signal brouilleur obtenus par une méthode de prévision dans un système METSAT choisi en exemple étaient proches des niveaux acceptables pendant de faibles pourcentages de temps et nettement inférieurs aux niveaux acceptables pendant 20% du temps. Dans le cas de stations terriennes de réception SFS équipées d'antennes ayant des diamètres de 1 à 6 m, on a constaté que les rapports de densité de puissance porteuse/brouillage dépasseraient largement les valeurs minimales acceptables. Bien que l'on n'ait pas fait de calculs pour les liaisons descendantes SFS vers les stations terriennes équipées d'antennes de grandes dimensions, l'extrapolation des résultats obtenus avec des antennes de station terrienne SFS plus petites montre, qu'en pareils cas, les brouillages peuvent se situer à des niveaux acceptables.

D'après ces résultats, il ne semble pas nécessaire, en général, de prévoir des horaires de transmission pour les satellites METSAT en vue d'éviter les brouillages causés par des satellites SFS. De plus, dans la mesure où les marges du niveau de brouillage acceptable par rapport au brouillage prévu sont plus réduites pour les récepteurs METSAT que pour les récepteurs SFS, ce serait probablement dans le cas où il serait nécessaire de réduire les brouillages causés aux récepteurs METSAT que les horaires de transmission METSAT s'imposeraient.

RAPPORT 538-4

SATELLITES D'EXPLORATION DE LA TERRE

Satellites pour la localisation de plates-formes et la collecte de données

(Programme d'études 12D/2)

(1974-1978-1982-1986-1990)

1. Principe et applications

Les systèmes de collecte de données par satellite visent à offrir un réseau de télécommunications à la demande, établi pour des utilisateurs qui ont besoin d'informations recueillies à partir de multiples sources à la surface du globe, sources qui peuvent se trouver en des endroits quelconques et même désertiques.

Le concept d'un système de collecte de données à satellites est le suivant:

- des plates-formes automatiques et autonomes, installées sur la terre ferme ou sur des supports variés (bateaux, avions, ballons, bouées ancrées ou dérivantes, véhicules terrestres) permettent la transmission de paramètres météorologiques (pression, température, humidité, etc.) ou géophysiques (alertes aux tsunamis, transmissions de données sismiques, océanographiques, géodésiques, etc.); ces plates-formes doivent être autant que possible légères, peu encombrantes, de faible consommation et, bien entendu, peu coûteuses;
- les données élaborées et émises par les plates-formes sont recueillies à bord d'un satellite et retransmises par l'intermédiaire d'une ou plusieurs stations de télémesure à un site central de gestion du système;
- les informations centralisées sont enfin acheminées par des moyens classiques de télécommunications vers les utilisateurs;
- si cela s'avère nécessaire, on peut également prévoir la distribution d'informations à partir du centre de gestion vers les plates-formes.

Il est évident qu'un tel système diffère des télécommunications classiques par le fait qu'il ne peut être conçu sans faire appel aux satellites et il s'adresse à une catégorie de clients particulière qui ne peut être satisfaite par d'autres moyens. En général, il privilégie un sens de transmission et il est utilisé essentiellement pour centraliser l'information. Cependant, on peut lui adjoindre une fonction de distribution d'informations aux plates-formes de collecte. L'information est prélevée automatiquement à partir des plates-formes si on le désire. Enfin, et ceci est très important pour un grand nombre d'utilisateurs, la fonction collecte de données peut être facilement couplée à un système de localisation qui détermine les coordonnées de plates-formes émettrices.

Les domaines d'application d'un système de collecte sont très nombreux:

- météorologie
- ressources terrestres
- hydrographie
- prospection sismique
- vulcanologie
- géodésie et géodynamique
- bouées océanographiques ancrées ou dérivantes
- recherche pétrolière
- suivi d'animaux sauvages.

2. Conception des systèmes de collecte de données

On peut classer les systèmes de collecte de données selon:

- l'altitude d'orbite des satellites
- le mode de fonctionnement des plates-formes
- la présence ou l'absence d'une fonction de localisation.

2.1 *Types d'orbite*

Deux types d'orbite sont utilisables: l'orbite des satellites géostationnaires ou des orbites basses.

2.1.1 *Satellites géostationnaires*

La zone de couverture d'un satellite est une calotte sphérique dont le demi-angle géocentrique est voisin de 75°.

TABLEAU I

Avantages	Inconvénients
Couverture continue dans la zone de visibilité du satellite. Les informations sont transmises continuellement et parviennent très rapidement à l'utilisateur.	Nécessité d'avoir au moins 4 satellites pour une couverture mondiale, excluant toutefois les régions polaires. Plates-formes nécessitant des antennes directives et/ou des émetteurs de puissance plus élevée. Fonction localisation difficile à assurer.

2.1.2 *Satellites en orbite basse*

En général, les orbites sont circulaires, d'altitude comprise entre 600 et 1800 km et ont une période orbitale de l'ordre de 2 h. Avec un seul satellite, on peut couvrir la Terre entière (y compris les pôles), mais avec une fréquence de passage assez faible (de l'ordre de 3 à 4 passages par jour à l'équateur) qu'on pourra améliorer en utilisant plusieurs satellites. Avec 3 satellites, on obtient alors une douzaine de passages par jour à l'équateur. Près des pôles, la fréquence de passage est beaucoup plus élevée.

TABLEAU II

Avantages	Inconvénients
Couverture mondiale, y compris les pôles. Plates-formes plus simples. Fonction localisation plus facile à assurer.	Couverture limitée au passage du satellite en orbite basse. Il est généralement nécessaire d'enregistrer l'information à bord du satellite.

2.1.3 *Comparaison*

Suivant les caractéristiques des domaines d'application, l'un ou l'autre de ces systèmes est plus approprié. Le système à satellites géostationnaires est indispensable si l'on exige une retransmission instantanée à tout moment ou à heures fixes. Le système à satellites à orbite basse assure une couverture mondiale, y compris les régions polaires et une localisation économique de la plate-forme.

2.2 *Mode de fonctionnement des plates-formes*

Plusieurs types de plates-formes sont généralement utilisés.

2.2.1 *Plates-formes interrogées*

Ces plates-formes sont utilisées principalement avec les systèmes de collecte de données par satellite en orbite géostationnaire. Chaque plate-forme contient un émetteur et un récepteur.

Le centre de gestion du système transmet aux satellites un programme de travail qui comporte les adresses des plates-formes à interroger et l'heure à laquelle il faut procéder à l'interrogation.

Les plates-formes ne peuvent émettre que si elles sont interrogées. On peut cependant prévoir la possibilité pour les plates-formes de demander elles-mêmes à être interrogées (systèmes d'alerte géophysique, par exemple).

Ce mode de fonctionnement est très sûr et les brouillages mutuels ne sont pas à craindre. En revanche, la plate-forme doit être munie d'un récepteur, ce qui en majore le prix.

2.2.2 *Plates-formes fonctionnant en mode d'accès aléatoire*

a) Dans les systèmes de collecte de données par satellite géostationnaire, les plates-formes sont utilisées pour émettre des alertes.

Normalement, la plate-forme n'émet un message que lorsqu'un seuil déterminé du phénomène mesuré est atteint ou dépassé. A titre d'exemple, une plate-forme de contrôle de l'activité sismique n'envoie d'informations que si cette activité dépasse la normale. Dans la pratique, pour réduire la probabilité de brouillage avec des plates-formes d'autres types, des canaux distincts sont réservés dans la bande attribuée aux plates-formes à accès aléatoire.

b) Dans les systèmes de collecte de données à satellites à orbite basse, chaque plate-forme répète son message avec une périodicité donnée, indépendamment des autres. Il y a donc possibilité de brouillage entre les plates-formes se trouvant en visibilité simultanée du satellite.

Réciproquement, le satellite ne peut traiter qu'un nombre limité de plates-formes en visibilité simultanée.

2.2.3 *Plates-formes à autotemporisation*

Ces plates-formes sont utilisées essentiellement avec les systèmes de collecte de données par satellite géostationnaire. Chaque plate-forme émet son message automatiquement, à des moments prédéterminés. Les intervalles entre les émissions sont déterminés par une horloge préréglée intégrée à la plate-forme. Chaque plate-forme est identifiée par son adresse et par la fréquence (canal assigné) sur laquelle elle émet ses informations. Dans la pratique, les exploitants de satellites règlent l'assignation des intervalles de temps et des canaux d'émission des plates-formes.

2.3 *Localisation des plates-formes*

Pour un grand nombre d'applications, les plates-formes sont mobiles et leurs trajectoires imprévisibles (ballons, bouées dérivantes, animaux sauvages, etc.) doivent être déterminées pour remplir la mission (détermination du vent, étude des courants marins, étude des migrations, etc.). La fonction localisation est alors assurée simultanément à la fonction collecte.

On peut déterminer soit la distance satellite-plate-forme, soit la vitesse relative radiale satellite-plate-forme (effet Doppler), soit les deux. Un certain nombre de mesures sont traitées afin de déterminer la position de la plate-forme émettrice avec une précision allant de quelques mètres à quelques kilomètres. On exige, dans le cas de missions géodésiques et géodynamiques, une haute précision (en dessous du mètre) pour la détermination de la position. Les systèmes qui remplissent cette condition sont décrits dans le Rapport 588.

Dans le cas des satellites géostationnaires, la méthode de localisation Doppler est inapplicable. On peut effectuer la localisation par satellite géostationnaire en utilisant des mesures interférométriques à partir d'un satellite unique ou des mesures de distance dans une zone couverte en recouvrement par deux satellites.

3. Exemples de systèmes de collecte de données et de localisation par satellite

Des exemples de système à satellites en orbite basse font l'objet des Annexes I et II. Un exemple de système à satellites géostationnaires est présenté à l'Annexe III L'Annexe IV décrit le système de relais de données d'aéronef à satellite (ASDAR). L'Annexe V présente un exemple de projet de système à satellites géostationnaires du service de radiorepérage par satellite pour la localisation des plates-formes éloignées et la collecte de données.

D'autres systèmes qui ne sont plus opérationnels ou qui ne sont plus en projet sont décrits dans le Rapport 538 (Genève, 1982); ce sont les systèmes OPLE, IRLS, LANDSAT-1 et 2, RAMS et GEOLE.

ANNEXE I

PRINCIPE ET CARACTÉRISTIQUES DU SYSTÈME ARGOS

1. Introduction

Le système ARGOS est un système de collecte de données et de localisation par satellite conçu et réalisé par le CNES (France) dans le cadre d'une coopération avec la NASA et la NOAA (Etats-Unis d'Amérique). Il est exploité depuis 1978 en collaboration entre les trois agences ——— et est utilisé par de nombreux pays. En 1985, les trois agences ont décidé de maintenir le système en fonctionnement jusqu'à 1995 au moins. Le nombre de plates-formes augmente en moyenne de 15% par an. En 1988 il était équivalent à 1 300 plates-formes en fonctionnement permanent (en réalité, le nombre de plates-formes est supérieur mais elles ne fonctionnent pas en permanence).

Le système ARGOS utilise des satellites en orbite basse et des plates-formes fonctionnant en mode d'accès aléatoire. La localisation est déterminée par mesure de l'effet Doppler à simple trajet.

2. Orbite des satellites

Le système comprend deux satellites simultanément sur orbite. Les caractéristiques nominales des orbites sont:

Inclinaison: 98°

Altitude: 830 km et 870 km

Durée d'une révolution: 102 minutes

Les plans ——— des deux orbites font entre eux un angle de 90°.

3. Plates-formes

Chaque plate-forme émet de façon intermittente. Chaque émission comporte deux parties successives; pendant la première partie, on émet une porteuse pure; pendant la deuxième partie, le signal est modulé par le message à transmettre.

Partie non modulée: durée de l'ordre de 160 ms.

Partie modulée: comprend 48 bits de service suivis des informations provenant des capteurs; selon le nombre de capteurs, la durée totale de la partie modulée est comprise entre 200 ms et 760 ms.

Période de répétition:

- plates-formes à localiser: réglable entre 60 et 100 s,
- plates-formes ne nécessitant que la collecte de données: supérieure à 200 s.

Débit binaire: 400 bit/s.

Codage: code biphase Manchester.

Fréquence porteuse: 401,65 MHz ± 3,2 kHz.

Puissance émise: inférieure à 3 W.

Stabilité de fréquence (pour obtenir une précision meilleure que 1 km):

- dérive à court terme (20 min): $0{,}5 \cdot 10^{-9}$/min,
- gigue de fréquence (120 ms): 10^{-9}.

Note. – La précision de la localisation est dans une certaine mesure fonction de la stabilité de l'oscillateur de la plate-forme; selon l'objectif poursuivi, cette spécification pourra varier.

4. Récepteur embarqué

Puissance de réception d'un signal individuel: comprise entre -131 et -108 dBm (la marge du système permet la réception d'une importante proportion de signaux en descendant jusqu'à -137 dBm).

Puissance de bruit: – 171 dB(mW/Hz)

Largeur de bande d'analyse ——— : 24 kHz (80 kHz à partir de 1992) ;

Nombre de canaux de traitement: 4 (8 à partir de 1992).

5. Performances

Capacité:

- Cas de la collecte de données avec localisation (4 capteurs):
  1087 plates-formes ——————— dans un même cercle de visibilité (2825 à partir de 1992)

- Cas de la collecte de données sans localisation (16 capteurs):
  2175 plates-formes ——————— dans un même cercle de visibilité (5650 à partir de 1992)

Précision de localisation:

- de l'ordre de 1 km pour les mobiles du type ballon dont l'altitude est connue à ± 500 m;
- de l'ordre de 300 m pour les mobiles du type bouées dérivantes dont le mouvement est lent et régulier;
- différents niveaux de précision (de quelques centaines à quelques dizaines de mètres) sont possibles lorsque le mouvement est à vitesse constante et dans la mesure où la stabilité de l'oscillateur de la plate-forme est suffisante, l'orbitographie du satellite devenant alors la cause principale d'erreur.

ANNEXE II

Principe et caractéristiques du système MOS-DCS

1. Introduction

Le système de collecte de données par satellite d'observation maritime (MOS-DCS) est un système de collecte de données et de localisation conçu et réalisé par la NASDA (Agence nationale pour le développement spatial au Japon). Il est exploité depuis 1987. Aujourd'hui, le système est utilisé par plusieurs organismes à l'intérieur de la zone de service de MOS-DCS, dans un rayon de 2 600 km environ, à partir du Centre d'observation de la Terre de Hatoyama et quelque 10 plates-formes de collecte de données (PCD) sont exploitées à titre expérimental.

Le système MOS-DCS utilise des satellites en orbite basse et des plates-formes fonctionnant en mode d'accès aléatoire. La localisation est déterminée par mesure de l'effet Doppler à simple trajet.

2. Orbite des satellites

Le système fonctionne à bord du satellite MOS-1, premier satellite d'observation maritime du Japon. Les caractéristiques de l'orbite sont les suivantes:

Inclinaison	:	99°
Altitude	:	909 km
Durée d'une révolution	:	103 minutes
Heure solaire moyenne locale au noeud descendant	:	10:00 ~ 10:30

3. Plates-formes

Chaque plate-forme émet de façon intermittente. Chaque impulsion comporte deux parties successives: pendant la première partie, on émet une porteuse pure; pendant la seconde partie, le signal est modulé par le message à transmettre.

Partie non modulée	:	**durée de 160 ms**
Partie modulée	:	**comprend 48 bits de service suivis des informations provenant des capteurs. Selon le nombre de capteurs, la durée totale de la partie moduléee est comprise entre 200 ms et 760 ms**
Fréquence de répétition des impulsions	:	inférieure à 1/30 [s^{-1}]
Débit binaire	:	400 bits/s dans la partie modulée
Caractéristiques de modulation	:	MIC/MDP
Fréquence porteuse	:	401,47 MHz
Puissance d'émission	:	6 dBW
Stabilité de fréquence		
- stabilité à court terme	:	< 1,0 x 10^{-9} pendant 100 ms
- stabilité à moyen terme	:	< 1,0 x 10^{-8} pendant 20 mn
- stabilité à long terme	:	< 32 Hz

Remarque - La précision de la localisation dépend avant tout de la stabilité à moyen terme, entre autres stabilités mentionnées ci-dessus.

4. Satellite

Le répéteur du système de collecte de données (DCST) qui fait partie du système MOS-DCS, joue le rôle d'un répéteur; il modifie les fréquences et module les impulsions émises par la plate-forme.

Niveau de puissance minimal d'un signal individuel	:	-145 dBW/m^2
Niveau de puissance maximal d'un signal individuel	:	-120 dBW/m^2
Filtre passe-bande à la réception	:	401,5 MHz ± 40 kHz
Remodulation	:	MP
Fréquence de la porteuse sur la liaison descendante	:	1702,4848 MHz ± 20 kHz

5. Récepteur au sol

Largeur de bande pour l'analyse à la réception	:	30 kHz
Nombre de canaux de traitement	:	2
Analyse des signaux	:	Traitement numérique fondé sur la TFR
Précision des mesures de fréquences	:	0,4 Hz (1 σ)

6. Performance

Réception des données

A l'intérieur de la zone de service autour du Japon, la probabilité de réussite de l'acquisition des informations en cas de collision de données, phénomène qui se produit si plusieurs signaux PCD sont émis sur des fréquences presque identiques au même moment, est de 80 % pour chaque occurrence de message avec une puissance d'émission de 4 W.

Précision de localisation

- meilleure que 500 mètres pour une PCD fixée au sol.

ANNEXE III

CARACTÉRISTIQUES DU SYSTÈME DE COLLECTE DE DONNÉES PAR SATELLITE MÉTÉOROLOGIQUE GÉOSTATIONNAIRE

1. Introduction

Le système international de collecte de données par satellite météorologique géostationnaire (IGMSDCS) se compose de plates-formes de collecte de données (PCD) et de répéteurs relais de données déployés à bord de quatre satellites météorologiques géostationnaires: METEOSAT, situé à 0° de longitude ouest exploité par l'Agence spatiale européenne (ASE), GOES-East (75° O) et GOES-West (135° O), exploités par les Etats-Unis d'Amérique et le satellite météorologique géostationnaire (GMS) (140° E), exploité par le Japon. L'URSS envisage de lancer un cinquième satellite IGMSDCS qui sera situé au voisinage de la longitude 70° E.

Chacun des satellites ci-dessus a réservé une bande de fréquences pour l'exploitation des plates-formes de collecte de données internationales, c'est-à-dire pour les plates-formes de collecte de données qui peuvent passer d'une zone d'exploitation d'un satellite à une autre. Une autre bande de fréquences est réservée aux PCD fonctionnant dans la zone de couverture propre à chaque satellite.

Grâce à une coordination, les exploitants des satellites utilisent en partage les fréquences destinées aux PCD nationales: les Etats-Unis et l'URSS utilisent en partage une bande (401,7-402,0 MHz), alors que METEOSAT de l'ASE et le GMS du Japon utilisent en partage une deuxième bande (402,1-402,4 MHz). Cette coordination évite d'avoir à mettre des bandes supplémentaires à la disposition de chaque exploitant de satellite.

2. Zones de couverture

La conception des systèmes de collecte de données par satellite météorologique géostationnaire permet l'exploitation de plates-formes peu coûteuses et de faible puissance à partir d'emplacements se trouvant en un lieu quelconque compris dans le champ géométrique de visibilité de chaque satellite. Pour les satellites géostationnaires, l'horizon géométrique est à peu près 83° de grand cercle (c'est-à-dire 9000 km) à partir de chaque point de projection du satellite. Etant donné que les satellites qui font partie du système sont séparés de 75, 60, 85 et 140° de grand cercle (mesurés le long de l'Equateur), on obtient de grands chevauchements de visibilité qui assurent la couverture de presque toute la surface de la Terre en dehors des régions polaires.

3. Plates-formes

Les rapports des PCD sont transmis à 100 bit/s et se composent de:

- une porteuse non modulée,
- un préambule de bits,
- un code de synchronisation,
- une adresse de plate-forme,
- des données sur l'environnement, puis
- une séquence de fin de transmission.

Dans le détail, ces transmissions varient selon qu'il s'agit de services nationaux ou internationaux; dans le système des Etats-Unis, les transmissions liminaires minimales requises sont plus courtes pour les transmissions nationales, mais des en-têtes plus longs ne seraient pas rejetés. Les renseignements ci-après concernent les transmissions dans le système international.

Format de rapport: les rapports des plates-formes internationales comprennent les éléments contigus ci-après:

- porteuse non modulée pendant 5 s,
- un préambule de 250 bits avec alternance de «0» «1»,
- un mot de synchronisation de code du type séquence linéaire maximale (SLM) de 15 bits,
- l'adresse de PCD qui est un mot en code Bose-Chaudhuri-Hocquenghem (BCH) de 31 bits,
- les données d'environnement qui consistent en un maximum de 649 mots, chaque mot ayant une longueur de 8 bits,
- la séquence de fin de transmission de 31 bits.

Débit binaire: 100 bit/s.

Codage: code biphase Manchester NRZ.

Porteuse: le système de collecte de données international comprend 33 canaux occupant la bande 402,0-402,1 MHz; les canaux GOES à usage national des Etats-Unis sont compris entre 401,7 et 402,0 MHz (200 canaux). Les transmissions sont modulées par déplacement de phase.

Puissance de la plate-forme: environ 10 W pour une plate-forme ayant une antenne à gain élevé (hélicoïdale); environ 80 W pour une antenne semi-isotrope (de l'horizon jusqu'au zénith); la polarisation de l'antenne est circulaire droite.

Stabilité de fréquence: $1{,}5 \times 10^{-6}$/an, y compris des changements de température de $-20\,°C$ à $+50\,°C$. La gigue de phase sur une porteuse non modulée ne dépassera pas 3° en valeur efficace lorsqu'elle est mesurée sur une largeur de bande de bruit de boucle de 20 Hz dans une bande de 2 kHz.

4. Satellite

Niveau de puissance d'un signal individuel reçu:	-145 dB(W/m^2) $\pm$ 5 dB
Niveau signal/bruit: rapport gain/température:	$-18{,}5$ dB(K^{-1})
marge:	6,5 dB
Largeur de bande du relais de données:	0,4 MHz
Nombre de canaux:	33 (international) 200 (GOES, national)
Durée de vie estimée:	5 ans

5. Performance

5.1 *Capacité*

L'utilisation d'un canal quelconque exige la disponibilité du canal du répéteur de satellite et la disponibilité d'un démodulateur (c'est-à-dire un récepteur à bande étroite) pour ce canal à la station de commande au sol. En définitive, la capacité de la plate-forme est déterminée par le nombre total de canaux et par la longueur totale de message (y compris une bande de garde de temps entre les messages). Pour les plates-formes qui n'ont pas à faire rapport à des intervalles réguliers, mais uniquement lorsqu'un certain seuil d'environnement est atteint (tel que la hauteur d'une rivière ou un taux de précipitation), le nombre total de plates-formes desservies peut être relativement important.

5.2 *Disponibilité des données*

Les rapports des IGMSDCS comportent des données sur l'environnement d'utilisation générale, ainsi que des données qui intéressent l'opérateur de la plate-forme. La plupart des rapports sont traités et communiqués à des utilisateurs tels que les centres régionaux et locaux de prévisions météorologiques numériques et de prévisions à court terme. Toutefois, pour les opérateurs de plates-formes, la réception des données n'est pas limitée aux seuls moyens de traitement centraux. S'ils le veulent, ils peuvent installer des stations au sol pour recevoir le ou les canaux sur lesquels leurs rapports de plates-formes sont acheminés.

ANNEXE IV

LE SYSTÈME DE COLLECTE DE DONNÉES ASDAR

1. Introduction

Le système de relais de données d'aéronef à satellite (ASDAR), qui a commencé à fonctionner en 1979, est un système international de collecte de données à heure fixe destiné à être déployé à bord d'avions gros porteurs à réaction, pour la collecte des rapports météorologiques en vol. Bien que conçu par un laboratoire de la NASA des Etats-Unis pour être installé à bord des avions commerciaux gros porteurs disposant de systèmes de navigation numériques et de trains de données de commande de vol, le système ASDAR peut être modifié et être embarqué à bord d'autres aéronefs modernes.

2. Fonctionnement

En exploitation, l'unité ASDAR surveille les trains de données à bord de l'aéronef et selon un programme, prélève des valeurs pour l'altitude et l'emplacement, la vitesse du vent et son orientation et la température extérieure. Une fois par heure, huit rapports ASDAR sont transmis (sous forme d'un seul lot de messages) pour relais par satellite. Les messages ASDAR, y compris la préface et les signaux de fin de transmission, ont une longueur de 50 s environ. Cela permet à chaque message de se voir assigner un intervalle de temps de 2 min avec une bande de garde 35 s à chaque extrémité. Parmi les utilisateurs de données, figurent des centres de prévisions météorologiques numériques à grande échelle, les prévisions météorologiques régionales, les contrôleurs des aéronefs en vol et les planificateurs des vols des compagnies aériennes.

Un seul microprocesseur surveille toutes les fonctions ASDAR, y compris la formation des messages et la commande de l'émetteur ASDAR de 80 W. De cette manière, tout mauvais fonctionnement du processeur de données des messages aura pour conséquence qu'aucun message ne sera transmis. D'autres caractéristiques de la conception comprennent une isolation de sécurité entre la boîte ASDAR et ses sources de données, notamment le système de navigation par inertie de l'aéronef et l'ordinateur central de données aériennes. On a installé des circuits supplémentaires pour neutraliser en permanence l'émetteur au cas où toute transmission dépasserait le temps prévu pour une diffusion de message.

3. Considérations liées au satellite

Grâce à la coopération entre exploitants des quatre satellites météorologiques géostationnaires qui ont fixé une bande radiofréquence pour le relais de données «international», ASDAR peut assurer le relais de données à partir de presque n'importe quel emplacement à la surface du globe. Lorsque les champs de visibilité des satellites de relais de données adjacents se chevauchent, les zones de traitement sont définies afin de réduire le nombre de rapports ASDAR redondants qui pourraient provenir de centres de traitement de données situés en Europe et en Amérique ou en Amérique et au Japon.

4. Contrôle de la qualité

Un message ASDAR subit un effet Doppler considérable sur sa fréquence d'émission lorsque l'aéronef équipé du système s'approche ou s'écarte du point sous satellite. Pour cette raison, il est nécessaire de surveiller très étroitement la réception des données des ensembles ASDAR, afin de s'assurer de la stabilité de l'émetteur. Les exploitants de satellites américains vérifient la qualité du signal ASDAR et font rapport de leurs conclusions au personnel de contrôle ASDAR. Les surveillants observent la fréquence centrale de l'émetteur, l'intensité du signal et la qualité de modulation du signal sur la porteuse de l'émetteur. La valeur prouvée de ce système a conduit les exploitants des satellites américains à mettre en œuvre une surveillance de la qualité entièrement automatisée pour toutes les PCD, dans les bandes nationales et dans les bandes internationales.

5. Futurs plans

Un ensemble ASDAR remanié est actuellement prévu en vue d'une mise en place prochaine. (Un système appelé ACARS est également utilisé mais il comporte une transmission radioélectrique directe des données, y compris parfois des rapports météorologiques, à partir d'un aéronef en vol à destination d'une station radio au sol.)

ANNEXE V

SYSTÈME DE POSITIONNEMENT ET DE COMMUNICATION GEOSTAR

1. Introduction

Le système GEOSTAR est un projet de système du service de radiorepérage par satellite actuellement mis au point aux Etats-Unis d'Amérique et qui sera mis en œuvre en 1987-1988 pour donner des renseignements de positionnement et fournir des services de messages aux utilisateurs aéronautiques, maritimes et terrestres. Les émetteurs-récepteurs des utilisateurs qui sont employés avec GEOSTAR sont peu coûteux, légers et peu encombrants. Outre qu'il pourra repérer la position de l'émetteur-récepteur de l'utilisateur avec une précision de 2 à 7 m, GEOSTAR sera en mesure de relayer de courts messages numériques entre les émetteurs-récepteurs utilisateurs et la station terrienne de commande centrale.

2. Applications potentielles

Une application potentielle de l'émetteur-récepteur GEOSTAR concerne la collecte automatique de données sur l'environnement. A l'aide de GEOSTAR, des données de télémesure, semblables à celles qui sont rassemblées par les plates-formes de collecte de données (PCD), peuvent être collectées et distribuées en n'importe quel point connu de la surface de la Terre. A ce titre, GEOSTAR peut assumer des fonctions de PCD et peut être une variante intéressante pour certaines applications PCD, en particulier celles pour lesquelles il faut connaître l'emplacement des plates-formes de collecte de données mobiles.

Outre le relais de données, le système GEOSTAR peut servir à l'établissement de données sur la vitesse du vent. Le cap réel d'un aéronef peut être déterminé par le centre de commande GEOSTAR par comparaison de la position actuelle avec la position lors de la précédente demande de repérage. Si l'aéronef transmet son cap réel et sa vitesse au satellite GEOSTAR qui les transmet ensuite à la station terrienne de commande centrale, l'ordinateur du centre de commande peut calculer la vitesse et la direction des vents en vol en comparant la direction réelle de l'aéronef à son cap réel. Cette information, si elle est obtenue d'un grand nombre d'utilisateurs aéronautiques, peut permettre l'élaboration d'une source de données détaillées à trois composantes pour les vents. Les données peuvent permettre de réaliser de grandes économies de carburant dans l'industrie des transports aériens et fournir une source de données en temps réel pour les études météorologiques.

3. Orbite des satellites

Le système se composera de trois satellites géostationnaires aux longitudes 70° O, 100° O et 130° O.

4. Plates-formes

Débit binaire:	16 kbit/s
Codage:	bruit pseudo-aléatoire
Porteuse d'émission:	1618,25 MHz
Porteuse de réception:	2491,75 MHz
Puissance d'émission:	40 ou 80 W
Modulation:	étalement du spectre, MDP-2
Débit de bribes:	8,192 Mbribe/s
Durée de bribe:	122,07 ns
Format de signal:	SS/AMRT

5. Satellite

Niveau de la puissance reçue:	−170,7 ou −167,7 dBW
Densité spectrale de bruit thermique:	−200,8 dB(W/Hz)
Largeur de bande:	16,5 MHz
Nombre de faisceaux:	8
Durée de vie estimée:	10 ans

6. Performance

6.1 *Capacité*

Le système pourra traiter en moyenne 10 accès simultanés d'usager dans chacun des 8 faisceaux.

6.2 *Positionnement*

- Méthode primaire: deux satellites utilisés avec une carte du terrain numérique ou avec des relevés altimétriques codés.
- Positionnement de secours: trilatération des trois satellites si l'on n'utilise ni carte de terrain ni relevés altimétriques.
- Précision: 2-7 m (primaire)
  50-100 m (secours).

RAPPORT 988-1

SYSTÈMES A SATELLITES POUR LA GÉODÉSIE ET LA GÉODYNAMIQUE

(Question 12/2; Programme d'études 12/2)

(1986-1990)

1. Introduction

La géodésie et la géodynamique ont considérablement bénéficié de l'apport des techniques spatiales dès les premières mises sur orbite de satellites artificiels. Diverses techniques spatiales permettent d'améliorer notre connaissance de la Terre: forme, mouvements, champ de gravitation et leurs variations temporelles. Depuis 1964, on a procédé au lancement de plus de 20 satellites géodésiques spécialisés, dont: Explorer-22, Explorer-27, GEOS-1, Pageos-1, GEOS-2, GEOS-3, LAGEOS. Un représentant type de cette génération de satellites géodésiques est GEOS-3. Il a été lancé en 1975 et transportait un répéteur radar, un système de mesure des distances et de la vitesse radiale, un rétro-réflecteur à laser, un altimètre radar ainsi qu'un système de radiobalise Doppler à deux fréquences. Cette combinaison d'instruments a servi à effectuer diverses mesures dans le domaine de la géodésie et de la géodynamique. Une comparaison des systèmes de mesures géodésiques et géophysiques a été également effectuée et on a procédé à une expérience de poursuite entre satellites. L'Annexe III au Rapport 535 (Genève, 1982) contient d'autres détails au sujet de ces satellites.

De nouveaux systèmes à satellites pour la géodésie et la géodynamique sont en cours d'étude dans un certain nombre de pays et d'agences spatiales et les lancements sont prévus pour les dernières années de la décennie 1980-1990 ou les premières années de la décennie suivante. Certains de ces systèmes en cours d'étude figurent dans les Annexes I à III.

Le présent Rapport concerne les systèmes à satellites dans lesquels un ou plusieurs satellites sont reliés à des stations terriennes ou entre eux, par des mesures de distance et de vitesse radiale de haute précision utilisant le support d'ondes radioélectriques.

D'autres systèmes à satellites contribuent aux progrès de la géodésie et de la géodynamique; citons:

- l'altimétrie océanique par radar embarqué sur satellite (Rapports 535 et 693);
- la mesure des distances par laser à impulsion (Rapport 680);
- la radiométrie hyperfréquences (Rapport 693) qui permet de déterminer la composition de la troposphère et d'apporter des corrections aux autres mesures.

2. Besoins de télécommunications pour la géodésie et la géodynamique spatiales

2.1 *Considérations générales*

Les systèmes de télécommunications spatiales pour la géodésie et la géodynamique doivent remplir, en général, trois fonctions:

- détermination d'orbite à haute précision;
- positionnement à haute précision de points à la surface de la Terre;
- distribution rapide des résultats (cette fonction est, de préférence, assurée par le système lui-même).

Les première et deuxième fonctions sont étroitement liées. Le positionnement de points dans un système de référence géocentrique nécessite que l'orbite du satellite puisse être prédite ou restituée dans le même système de référence avec une précision comparable à celle requise pour le positionnement. Le système de détermination d'orbite utilisé pour la poursuite des satellites géodésiques doit, par conséquent, avoir une précision meilleure que celle qui est généralement nécessitée par les satellites d'application. Un tel système de détermination d'orbite comprend habituellement un assez grand nombre de stations terriennes (par exemple, de 10 à 50) réparties géographiquement de façon à assurer une poursuite continue du ou des satellites avec des zones de visibilité communes de 2 stations ou plus. Ce réseau peut être utilisé également pour des applications géodésiques, c'est-à-dire pour déterminer les paramètres de rotation de la Terre, les coordonnées géocentriques des stations et les lignes de base reliant les stations deux à deux.

La deuxième fonction (positionnement précis absolu et relatif du point) est généralement assurée par des stations au sol qui ne sont pas permanentes ou par des réseaux qui seront établis temporairement dans les zones présentant un intérêt géographique, parfois en groupes de plus de 20 stations à l'intérieur d'une région limitée. Un positionnement très précis des points à la surface de la Terre peut aussi être effectué à l'aide de la technique VLBI.

En ce qui concerne la troisième fonction, certains paramètres géodésiques et orbitaux doivent être obtenus dans un délai relativement court (de l'ordre de 1 jour). Il faudra peut-être également distribuer des données *in situ* recueillies localement et des données de prévision de l'orbite produites en un point central.

2.2 *Types de télécommunications nécessaires*

Deux types principaux de télécommunications apparaissent nécessaires pour remplir les fonctions décrites ci-dessus:

- des télécommunications de mesure (entre les stations terriennes et les satellites ou entre les satellites),
- des communications de données,

ces deux types pouvant être associés ou séparés.

2.2.1 *Télécommunications de mesure*

La mesure des positions relatives de stations terriennes et de satellites, ou de leurs variations en fonction du mouvement des engins spatiaux, à l'aide de la propagation d'ondes électromagnétiques a, jusqu'à présent, été fondée sur la mesure:

- de vitesse radiale
- de distance
- de différence de distances.

Ces grandeurs peuvent être déterminées par diverses techniques; une classification possible consiste à distinguer les méthodes de mesures unidirectionnelles des méthodes de mesures bidirectionnelles.

2.2.1.1 *Mesures unidirectionnelles entre les stations terriennes et les satellites*

On utilise des mesures unidirectionnelles dans le sens espace vers Terre. C'est le cas, par exemple, des systèmes TRANSIT et GPS-NAVSTAR [Stansell, 1971; Milliken et Zoller, 1978]. Dans ce cas, les mesures sont prises au sol, dans chaque station. Ces systèmes facilitent la distribution des données à un grand nombre d'usagers. Ils ne permettent pas directement la détermination des lignes de base reliant les stations.

On peut aussi utiliser des mesures unidirectionnelles dans le sens Terre vers espace. C'est le cas, par exemple, du système DORIS en projet (Annexe I). Ce système offre la possibilité de recueillir les données en un point central.

Quel que soit le sens dans lequel on fait les mesures unidirectionnelles, il importe d'avoir une très haute stabilité des fréquences de l'émetteur et de l'oscillateur local du récepteur. Par exemple, un écart de fréquence relatif $\delta f/f = 10^{-11}$ introduit une erreur brute de $\delta v = 3$ mm/s dans les mesures de vitesse radiale. Dans les systèmes de mesures unidirectionnelles de la distance, comme le système GPS-NAVSTAR, où la stabilité de phase doit être également maintenue, une stabilité de fréquence encore plus grande est nécessaire.

Par contre, l'avantage des systèmes unidirectionnels est de ne nécessiter, à une extrémité de la liaison, qu'un émetteur et un récepteur à l'autre extrémité.

2.2.1.2 *Mesures bidirectionnelles entre les stations terriennes et les satellites*

Dans les systèmes employant des mesures bidirectionnelles, la stabilité des oscillateurs peut être beaucoup plus faible. Selon les conditions d'exploitation, le signal de mesure peut être produit à bord d'un satellite ou dans les terminaux situés au sol, l'un des éléments de la liaison faisant office de simple répondeur. A l'aide de méthodes de modulation appropriées, ces systèmes peuvent desservir simultanément plusieurs stations, permettant ainsi de déterminer avec précision les distances relatives (lignes de base) entre des paires de stations. Le système POPSAT en projet (Annexe II) et l'expérience PRARE pour la mesure précise des distances et des vitesses radiales (charge utile du satellite européen de télédétection ERS-1 (Annexe V du Rapport 535)) sont des systèmes de mesures bidirectionnelles.

2.2.1.3 *Poursuite entre satellites (SST)*

Les techniques spatiales peuvent être décisives dans la détermination des composantes à courte et à moyenne longueurs d'ondes du champ de gravitation de la Terre. Une méthode particulière est la mesure de la vitesse relative entre deux satellites. Le principe de la SST a été démontré avec succès dans une mission au cours de laquelle un satellite géostationnaire (ATS-6) a poursuivi un satellite sur orbite basse (GEOS-3). Une autre possibilité consiste à organiser une poursuite entre satellites, les deux satellites étant placés sur la même orbite basse mais leur espacement peut atteindre jusqu'à 300 km. Une telle configuration est illustrée par la mission de recherche géopotentielle proposée (Annexe III).

2.2.2 *Transmission de données*

Les systèmes de mesures décrits ci-dessus fournissent des résultats à une extrémité du système. Si ces données sont extraites en un point qui n'est pas celui où elles doivent être traitées ou distribuées ultérieurement, elles doivent être retransmises à l'autre extrémité du système. De plus, le traitement des mesures brutes peut nécessiter l'adjonction de données auxiliaires disponibles à l'autre extrémité de la liaison. Par exemple:

- données sur les conditions de propagation mesurées au voisinage des stations terriennes, telles que pression atmosphérique, température, humidité et ajoutées sur signal de la liaison montante;
- éphémérides des satellites, données sur l'état de l'ionosphère, etc., à distribuer aux stations terriennes.

Trois types d'informations peuvent être transférés dans le système:

- signaux de mesure
- résultats de mesure
- données auxiliaires.

Les résultats de mesure et les données auxiliaires peuvent être multiplexés avec les signaux de mesure ou être transmis sur des liaisons distinctes.

3. Bandes de fréquences préférées

3.1 *Contraintes du spectre RF dues aux caractéristiques de propagation*

Les bandes de fréquences utilisables sont limitées par les caractéristiques des milieux que traversent les signaux.

- La troposphère produit à la fois un affaiblissement par absorption et un retard des signaux. Bien que le retard troposphérique entraîne des erreurs dépassant les objectifs de précision de la géodésie par satellite et qu'il convient de corriger dans le processus d'obtention des paramètres, il ne fournit pas de critère de choix des fréquences préférées. L'affaiblissement dû à l'absorption affecte sérieusement le bilan de liaison au-dessus d'environ 20 GHz.
- L'ionosphère produit une absorption négligeable au-dessus de 100 MHz environ. La limite inférieure des fréquences utilisables est déterminée par le déphasage et le retard de propagation de groupe des signaux utilisés pour les mesures.

Le Rapport 263 décrit en détail les effets de l'ionosphère sur la propagation entre la Terre et l'espace. Une description simplifiée figure dans le § 3.1.1 du Rapport 845.

Les erreurs de mesure de distance dues à l'ionosphère dépendent du contenu total électronique (CET) qui varie généralement selon la latitude, l'heure, la saison et l'activité solaire dans une plage aussi large que $1{,}4 \times 10^{16}$ à 70×10^{16} électrons/m^2 et au-delà de cette plage dans certaines régions. La correction directe des erreurs de mesure à l'aide de modèles n'est pas très précise en raison de la grande variabilité de l'ionosphère.

Pour diminuer les erreurs de mesure dues à la méconnaissance de l'ionosphère il faut, soit utiliser des fréquences assez élevées, soit combiner les résultats de mesures effectuées simultanément à un certain nombre de fréquences cohérentes. [Saint-Etienne, 1981 ; Lassudrie-Duchesne et autres, 1986].

Pour une valeur moyenne du CET = 20×10^{16} él/m^2, l'erreur brute et l'erreur résiduelle après correction par combinaison des mesures bifréquences sont données dans le Tableau I pour un trajet vertical traversant complètement l'ionosphère.

TABLEAU I

Erreur ionosphérique sur un trajet vertical pour un CET = 20 x 10^{16} él/m2

Fréquences		Erreur de mesure de trajet		
			erreur résiduelle	
Fréquence principale	fréquence auxiliaire	erreur brute à la fréquence principale	(délai de phase)	(délai de groupe)
400 MHz	150 MHz	50 m	0,24 m	0,48 m
2000 MHz	400 MHz	2 m	0,42 cm	0,83 cm
1575 MHz	1227 MHz	3,2 m	0,15 cm	0,30 cm
8000 MHz	2000 MHz	12,5 cm	0,005 cm	0,01 cm

Pour un trajet oblique, incliné à 30° par rapport à l'horizontale au sol, les valeurs du Tableau I sont à multiplier par 1,8. Aux sites inférieurs à 20° à 400 MHz ou inférieurs à 2 000 MHz, la courbure différentielle des rayons provoque une croissance rapide des erreurs résiduelles.

Comme indiqué dans le Tableau I, la combinaison des mesures bifréquences réduit considérablement l'erreur ionosphérique. Toutefois, si dans les systèmes à deux fréquences, ces fréquences ne sont pas suffisamment espacées dans le spectre, les erreurs non ionosphériques augmentent d'un facteur qui, par exemple, est compris entre 1,2 et 1,6 pour la paire de fréquences 150/400 MHz et qui va jusqu'à 3 à 4 pour les fréquences 1227/1575 MHz.

On peut essentiellement conclure des considérations susmentionnées que les systèmes de mesure monofréquence sont généralement inappropriés pour les missions de géodésie et de géodynamique à haute précision par satellite. Les systèmes de mesure utilisés pour ces missions nécessitent l'emploi d'au moins deux bandes de fréquences suffisamment espacées dans le spectre.

3.2 *Largeur de bande nécessaire*

3.2.1 *Largeur de bande nécessaire pour les mesures d'effet Doppler*

Du fait du décalage de fréquence Doppler, la fréquence reçue est supérieure ou inférieure à la fréquence émise, d'une quantité $+\Delta f$ ou $-\Delta f$ selon que la distance oblique diminue ou augmente.

$\Delta f = \frac{v}{\lambda}$ pour les mesures unidirectionnelles,

$\Delta f = \frac{2v}{\lambda}$ pour les mesures bidirectionnelles,

v étant la vitesse radiale et λ la longueur d'onde.

Le Tableau II donne la largeur de bande nécessaire $2\Delta f$ pour $v = 9$ km/s.

TABLEAU II – *Largeur de bande nécessaire pour la mesure de l'effet Doppler correspondant à une vitesse radiale de 9 km/s*

f (MHz)		150	400	2000	8000
λ (m)		2	0,75	0,15	0,0375
$2\Delta f$ (kHz)	mesure unidirectionnelle	9	24	120	480
	mesure bidirectionnelle	18	48	240	960

3.2.2 *Largeur de bande nécessaire pour les mesures de distance*

Le principe des mesures de distance radioélectrique consiste à mesurer le temps de propagation de phase ou de groupe de signaux entre l'engin spatial et la station terrienne. Toutefois, la mesure n'est généralement pas faite sur la porteuse en raison de l'ambiguïté de $n\lambda$ (unidirectionnelle) ou de $n\lambda/2$ (mesure bidirectionnelle). Pour éliminer l'ambiguïté, les mesures sont faites sur les signaux qui modulent la porteuse.

Deux types principaux de modulation sont utilisés. Dans l'un, on mesure le retard de phase de plusieurs signaux sinusoïdaux, ou tons, modulant simultanément ou séquentiellement la porteuse. Le ton de fréquence la plus basse est utilisé pour éliminer l'ambiguïté tandis que le ton de fréquence la plus haute fournit la résolution de mesure de la distance. En règle générale, les fréquences de modulation les plus hautes sont de l'ordre de 1 à 10 MHz. Cette technique présente toutefois l'inconvénient de concentrer l'énergie radioélectrique sur des raies du spectre et, partant, il peut être difficile de l'utiliser dans certaines des bandes qui sont partagées avec des services requérant une protection définie par une limite de densité spectrale de puissance.

Dans l'autre cas, on mesure le temps de propagation de groupe d'un code de pseudo-bruit modulant la porteuse et l'énergie est étalée sur une bande de quelque 1 à 10 MHz.

Dans les deux cas, après modulation de la porteuse, la largeur de bande radiofréquence est de l'ordre de 2 à 20 MHz environ. Des largeurs de bande plus élevées pourraient être utilisées à l'avenir.

L'effet Doppler (Tableau II) doit encore être ajouté à ces valeurs.

3.2.3 *Largeur de bande nécessaire pour les communications de données*

Le débit des données auxiliaires est de l'ordre de quelques dizaines de bit/s. Ces données peuvent être multiplexées avec les signaux de mesure de distance.

3.3 *Bandes de fréquences utilisables*

Les fonctions des systèmes de télécommunications par satellite pour la géodésie et la géodynamique relèvent du service de recherche spatiale et du service d'exploration de la Terre par satellite. En outre, certains systèmes relevant du service de radionavigation par satellite peuvent également être exploités à des fins de géodésie ou de géodynamique. Un exemple d'utilisation conjointe d'un système de radionavigation par satellite et de la technique VLBI à des fins de géodésie est donné dans l'Annexe IV.

Le Tableau III indique quelques-unes des bandes de fréquences utilisées à l'heure actuelle, ou qu'il est envisagé d'utiliser pour la géodésie et la géodynamique par satellite.

TABLEAU III – *Bandes de fréquences utilisées ou qu'il est envisagé d'utiliser dans les systèmes de télécommunications par satellite pour la géodésie et la géodynamique*

Bande de fréquence (MHz)	Sens	Attribution
149,9-150,05	Non spécifié	Radionavigation par satellite
399,9-400,05	Non spécifié	Radionavigation par satellite
401-403	Terre-espace	Exploration de la Terre par satellite
1215-1260	Espace-Terre	Radionavigation par satellite
1559-1610	Espace-Terre	Radionavigation par satellite
2025-2110	Terre-espace	Recherche spatiale et exploration de la Terre par satellite
2200-2290	Espace-Terre	Recherche spatiale et exploration de la Terre par satellite
7190-7235	Terre-espace	Recherche spatiale
8025-8400	Espace-Terre	Exploration de la Terre par satellite
8450-8500	Espace-Terre	Recherche spatiale

Note. – Les bandes attribuées au service de radionavigation par satellite peuvent être utilisées avec des stations de réception à des fins de géodésie et de géodynamique.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

LASSUDRIE-DUCHESNE P. et FLEURY R. (1986) – Ionospheric Doppler Correction Model for Satellite Orbit Determination. XXVI COSPAR Plenary Meeting (Topical Meeting on Precise Orbit Computations).

MILLIKEN, R. et ZOLLER, C. [1978] Principle of operation of NAVSTAR and system characteristics. *J. Inst. of Nav.*, Vol. 25, 95-106.

SAINT-ETIENNE, J. [1981] Erreur ionosphérique résiduelle dans les systèmes de radiolocalisation spatiale bifréquences. *Ann. Géophys.*, Vol. 37, 1, 241-246.

STANSELL, T. [1971] Transit, The Navy navigation system. *J. Inst. Nav.*, Vol. 18, 93-109.

ANNEXE I

SYSTÈME DORIS DE POSITIONNEMENT ET DE TRAJECTOGRAPHIE FINE

1. Introduction

Le système DORIS de positionnement et de trajectographie fine est en cours de développement en France. Il est destiné principalement à des missions de géodynamique et, en combinaison avec un altimère radar, d'océanographie physique. Sa première utilisation est prévue sur le satellite SPOT-2 (1989) puis sur le satellite Topex-Poseidon en 1992.

2. Principes et objectifs

2.1 *Mission principale*

Le système DORIS offrira une possibilité de détermination précise d'orbite à un nombre quelconque de satellites utilisateurs. Il comportera environ 50 balises de trajectographie uniformément distribuées autour de la Terre. Les mesures seront faites à l'aide de balises émettant toutes les mêmes signaux à très haute stabilité de fréquence. Chaque balise émettra de plus des données auxiliaires qui lui sont spécifiques.

Chaque satellite utilisateur devra embarquer un équipement de réception et de mesure, commandé par un oscillateur local à très haute stabilité de fréquence. Cet équipement assurera la mesure d'effet Doppler à simple trajet et la réception des données auxiliaires, d'où sera déduite l'orbite.

2.2 *Mission secondaire*

Il est envisagé d'installer des balises supplémentaires, dites géophysiques, pour étudier les mouvements de la croûte terrestre. Ces balises seraient placées dans les zones d'activité sismique pendant des durées de quelques semaines. L'orbite du satellite étant déterminée dans le cadre de la mission principale, les mesures d'effet Doppler sur les balises géophysiques permettront de déduire leurs positions.

3. Caractéristiques techniques

3.1 *Stabilité de fréquence*

Les signaux émis et le signal de l'oscillateur local du récepteur devront avoir une stabilité de fréquence $\delta f/f$ de 10^{-12} par 500 s et de 10^{-11} par 24 h.

3.2 *Bandes de fréquences utilisées*

- Liaison principale: 2025-2110 MHz
- Liaison de correction ionosphérique: 401-403 MHz

3.3 *Données auxiliaires*

Ces données comprendront notamment le numéro d'identification de la balise et des données météorologiques recueillies *in situ* qui seront utilisées pour corriger l'erreur de mesure troposphérique. Ces données seront émises sans interruption, à un débit de 200 bit/s et selon un format d'une durée 0,8 s se répétant toutes les 10 s.

3.4 *Largeurs de bande occupées*

La largeur de bande des signaux émis par les balises est de 1 kHz aux deux fréquences utilisées.

En raison de l'effet Doppler, les récepteurs du satellite ont besoin d'une largeur de bande beaucoup plus grande (voir, par exemple, le Tableau II).

3.5 *Bilan de liaison*

Avec une puissance d'émission de 7 dBW à 400 MHz et 10 dBW à 2 GHz, et des antennes à diagramme de rayonnement hémisphérique à bord et au sol, l'erreur due au bruit total (bruit thermique et brouillage) sera d'environ 0,15 mm/s après traitement, pour une durée d'intégration de 10 s et une distance du satellite de 1600 km. On suppose que le bruit dû au brouillage par les stations de Terre excède le bruit thermique de 4 dB à 400 MHz et de 7 dB à 2 GHz.

3.6 *Précision*

Le système est conçu pour que l'erreur totale de la mesure de la vitesse radiale satellite-balise due à l'instrument (y compris les oscillateurs ultra-stables), au brouillage et à la propagation soit inférieure ou égale à 0,4 mm/s.

Suivant les applications et le mode de traitement des données, la précision de mesure de distance relative satellite-balise devrait être comprise entre 2 et 10 cm.

ANNEXE II

SATELLITE A POSITIONNEMENT PRÉCIS EN ORBITE (POPSAT)

1. Introduction

Un système à satellites actif pour la géodésie, appelé POPSAT, est actuellement à l'étude. Il réunit tous les éléments d'un système opérationnel permettant de surveiller en permanence les positions absolues et relatives de points à la surface de la Terre, le mouvement de l'axe de rotation propre ainsi que la vitesse de rotation de la Terre. Les éléments essentiels du système sont les suivants: capacité autonome de poursuite 24 h sur 24 et par tous les temps, capacité de collecte/transmission de données, capacité de correction de temps de propagation ionosphérique, possibilité de desservir des stations d'usager automatiques non surveillées, avec poursuite simultanée vers quatre répéteurs au sol dans le mode bidirectionnel et accessibilité illimitée aux éphémérides de l'orbite pour un positionnement en temps réel en réception seulement.

Le système POPSAT est actuellement à l'étude en vue d'un lancement au début des années 1990. Sa mission consistera vraisemblablement à évaluer les paramètres de la cinématique de la Terre et à déterminer la position absolue de points à la surface de la Terre avec une précision subdécimétrique. Pour le positionnement relatif (détermination de la ligne de base), la précision réalisable sera comprise entre 2 et 3 cm.

2. Description du système

Il est prévu d'inclure dans le système POPSAT:

- un satellite unique mis sur orbite à une altitude nominale de 7000 km avec une inclinaison de 98,6° et
- un réseau comprenant environ 10 à 20 terminaux fixes au sol.

La masse du spationef sera comprise entre 500 et 700 kg et sa charge utile principale consistera en un système de poursuite hyperfréquences pour mesure de précision des distances et des vitesses radiales dans les bandes des 8 et 2 GHz.

Le système offre des possibilités d'accès illimité aux spécialistes en géodésie et aux géophysiciens du monde entier au moyen de stations d'émission-réception transportables ou de terminaux d'usager fonctionnant en mode réception seulement.

Pour atteindre les objectifs géodésiques mentionnés ci-dessus, le système est conçu pour une précision de mesure des distances et des vitesses radiales de 10 à 20 cm et de 0,1 mm/s, respectivement.

Une caractéristique spéciale du système lui permet d'assurer la transmission de données à partir de stations d'usager vers un centre de coordination via la liaison de poursuite.

POPSAT sera ainsi équipé d'un ensemble rétroréflecteur qui servira de cible pour les stations de poursuite laser. Puisque l'orbite de POPSAT peut être prédite avec un haut degré de précision grâce à sa charge utile hyperfréquences, l'addition de cette charge utile supplémentaire offre la possibilité d'effectuer des opérations de poursuite laser pour la géodésie et de contribuer à la détermination d'orbite.

3. Bandes de fréquences utilisées

Les mesures de distance sont faites électroniquement au moyen de techniques numériques de corrélation de code. Il s'agit en fait d'observer le décalage de temps mesuré dans le spationef entre une séquence de code émise et sa version reçue après une transmission bidirectionnelle dans laquelle le terminal au sol fait office de répéteur.

Les fréquences porteuses seront assignées dans les bandes 7/8 GHz ou dans les bandes 13/15 GHz. L'essentiel des caractéristiques spectrales de ces liaisons réside dans une modulation numérique NRZ avec un code pseudo-aléatoire de mesure de distance à un débit de bribes de 10 MHz, modulé en MDP, pour obtenir un spectre étalé sur une largeur de bande de 20 MHz. Une liaison descendante auxiliaire modulée avec un code PB (pseudo-bruit) de mesure de distance à 1 MHz est prévue dans la bande des 2 GHz pour la correction de temps de propagation ionosphérique. Cette liaison est cohérente en porteuse et en modulation avec la liaison descendante à 8 GHz. Avec des puissances d'émission respectivement égales à 5 et 20 W pour la liaison descendante et la liaison montante, la valeur nominale du rapport signal/densité de bruit (S/N_0) est de l'ordre de 66 dBHz; ainsi, le système fonctionne avec des rapports signal/bruit à l'entrée du récepteur compris entre -7 et -10 dB.

Puisque le répéteur est du type à régénération, un code de données peut moduler la même porteuse que le signal PB de mesure de distance.

BIBLIOGRAPHIE

ACHTERMANN, HIEBER, REIGBER [1983] POPSAT – an active solid Earth monitoring system. Proc. XVIIIth General Assembly of the IUGG, Hambourg, République fédérale d'Allemagne.

ANNEXE III

MISSION DE RECHERCHE GÉOPOTENTIELLE (GRM)

1. Description de la mission

La mission de recherche géopotentielle (GRM), antérieurement appelée GRAVSAT/MAGSAT, est actuellement en cours d'étude en vue d'un lancement prévu pour le début des années 1990. La mission GRM a pour objectif de déterminer le champ de gravitation et le champ magnétique de la Terre en vue d'établir des modèles mathématiques précis devant servir à l'étude de la structure, de la composition et du mouvement de la Terre solide et des océans, à l'exploration des ressources, à la détermination de l'orbite et à la navigation. La mission GRM doit permettre de déterminer le champ de gravitation avec une précision de 2 milligals et le géoïde avec une précision de 10 cm, avec une résolution horizontale de 100 km. Il est aussi prévu de dresser la carte des anomalies du champ magnétique avec une précision de 1 nanotesla (nT) et une résolution de 100 km.

2. Description du système

Le système GRM comprendra deux engins spatiaux en orbite à 160 km d'altitude, séparés d'environ 300 km sur l'orbite. La différence entre les deux engins spatiaux réside dans le fait que l'un d'eux (A1) transporte les magnétomètres et les caméras stellaires (nécessaires pour la mesure précise de l'orientation des magnétomètres). Les deux engins spatiaux sont identiques en ce qui concerne le système de détection du champ de gravitation. Une caractéristique intéressante du système de mesure de la gravitation est que les engins spatiaux servent eux-mêmes d'instrument de détection. Les équipements de servitude, le système de poursuite Doppler et le système de compensation des perturbations (DISCOS) mesurent la réaction du spationef aux variations du champ de gravitation de la Terre.

3. Considérations relatives au spectre

3.1 *Système de poursuite Doppler*

L'effet Doppler dû aux variations de la vitesse relative des deux satellites sera mesuré à deux fréquences: aux environs de 95 GHz et aux environs de 40 GHz. Une onde continue est rayonnée par l'engin spatial A1 à destination de l'engin spatial A2 qui la reçoit et la compare au signal de bord. En même temps, l'engin spatial A2 rayonne un signal à décalage de fréquence incrémental à destination de l'engin spatial A1 où s'effectue une autre comparaison. La comparaison des signaux ainsi obtenus sert à mesurer les variations de la vitesse avec une précision de 10^{-6} m/s.

3.2 *Système de communication et de traitement de données*

Pour la télécommande, la télémesure et la poursuite, on utilisera le système TDRS à accès multiple qui fonctionne dans la bande 9 (Rapport 848). De plus, un système de poursuite Doppler de grande précision installé au sol permet d'obtenir des données de trajectographie dans le sens engin spatial vers sol, données qui seront traitées avec les données de trajectographie engin spatial vers engin spatial afin de déterminer le champ de gravitation. Le système de poursuite Doppler installé au sol fonctionne dans la bande 9.

ANNEXE IV

Utilisation conjointe de satellites de radionavigation et de l'interférométrie à très grande ligne de base en géodésie

1. Introduction

La mise au point d'un système précis de positionnement géodésique est devenue importante pour la géodésie du globe. Des techniques de positionnement très précises mettant en oeuvre l'interférométrie à très grande ligne de base (VLBI), et des satellites du système de positionnement global (GPS) sont utilisées conjointement pour cette mise au point.

La technique de l'interférométrie à très grande base fait appel à des sources radioélectriques extra-galactiques et à des radiotélescopes à grande ouverture. La longueur de la ligne de base en VLBI peut aller de 100 km à 10 000 km. La technique du GPS est basée sur l'utilisation d'un groupe de satellites et de récepteurs portatifs de très petite taille. La longueur de la base du GPS va de 10 km à 1 000 km. Afin de pouvoir tirer parti des avantages respectifs de chacune de ces techniques, il importe de les utiliser conjointement.

2. Utilisation conjointe de la VLBI et du GPS

La géodésie au moyen du GPS, associée à des points de référence radioélectrique précis établis au moyen de la VLBI, devrait remplacer les méthodes géodésiques classiques, notamment pour les applications globales et précises.

Les techniques VLBI permettent d'obtenir des mesures absolues de la ligne de base pour des longueurs dépassant 10 000 km et, grâce aux mesures géodésiques en VLBI, la position des antennes VLBI peut être déterminée avec une grande précision.

Les mesures géodésiques faites au moyen du GPS donnent des valeurs relatives; elles doivent être complétées par des mesures faites, au même endroit, au moyen de la VLBI et du GPS pour obtenir des valeurs absolues.

Les erreurs dues aux incertitudes orbitales du GPS sont atténuées par les observations simultanées aux points de référence VLBI, où les erreurs de position peuvent être ramenées à moins de quelques centimètres dans un système de coordonnées global.

Pour pouvoir étalonner les différences entre les récepteurs, il est indispensable que chacun d'eux, situé en un point de référence VLBI, observe le GPS dans les mêmes conditions. On peut donc utiliser efficacement un grand nombre de récepteurs GPS et un petit nombre de stations VLBI.

La plupart des sources d'erreur dans les mesures faites au moyen de la VLBI et du GPS peuvent être identifiées: erreurs de bruit thermique, erreurs sur la position des sources radioélectriques et erreurs dues à un retard ou une instabilité de phase d'origine atmosphérique [Kawaguchi, 1985; Sugimoto et autres, 1987].

3. Exemples de mesures d'observation

3.1 Mesures VLBI

La valeur quadratique moyenne des erreurs dans les mesures VLBI faites entre la station de Kashima et d'autres stations sont résumées dans le Tableau IV [1984- 1989].

TABLEAU IV

Exemples de mesures VLBI

N°	Autres stations	Longueur de la ligne de base	Erreurs quadratiques moyennes sur la longueur	Année
1	KAUAI	5 709 km	12,4 mm	juil. 1984 ~ janv. 1988
2	KWAJAL 26	3 936 km	12,8 mm	juil. 1984 ~ janv. 1987
3	WETTZELL	8 475 km	18,8 mm	juil. 1984 ~ janv. 1988
4	VAN DENBERG	7 813 km	20,2 mm	janv. 1985 ~ janv. 1988
5	MOJAVE 12	8 091 km	22,9 mm	janv. 1984 ~ janv. 1988

3.2 Utilisation combinée des mesures VLBI et GPS

On a comparé Des mesures répétées des lignes de base par GPS et VLBI entre Vandenberg et Mojave (351 km), et entre Vandenberg et Palos Verdes (223 km). Les erreurs quadratiques moyennes mesurées pour la base entre Vandenberg et Mojave ont été de 7,5 mm avec le GPS, et de 7,1 mm avec la VLBI; entre Vandenberg et Palos Verdes, de 10 mm avec le GPS et de 8 mm avec la VLBI [Thornton et autres, 1989].

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

KAWAGUCHI, N. [mars, 1985] - Coherence loss and delay observation error in Very Long Baseline Interferometry. J. Radio Res. Labs., Vol. 30, No. 129.

SUGIMOTO, Y., KURIHARA, N., KIUCHI, H., et KANEKO A. [1987] - Development of Precise Positioning System using GPS. Denshi Tokyo No. 26, IEEE Tokyo section, pp. 20-22.

[1984-1989] Base de données d'une expérience VLBI menée conjointement par les Etats-Unis et le Japon dans le cadre du projet de la NASA Crustal Dynamics.

THORNTON, C., KING, R. et COAD, C. [1989]: Rapport du projet Crustal Dynamics de la NASA à la réunion de Coolfont (West Virginia).

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

SECTION 2G - RADIOASTRONOMIE ET RADARASTRONOMIE

RAPPORT 852-2

CARACTÉRISTIQUES DU SERVICE DE RADIOASTRONOMIE ET BANDES DE FRÉQUENCES PRÉFÉRÉES

(Question 5/2)

(1982-1986-1990)

A. CARACTÉRISTIQUES DU SERVICE DE RADIOASTRONOMIE

1. Introduction

L'astronomie est la science qui a pour objet l'étude de l'Univers. A très peu d'exceptions près (neutrinos, rayons cosmiques, météorites, particules éjectées par le Soleil, sondes spatiales), toutes les informations dont nous disposons à ce sujet nous sont apportées par les ondes électromagnétiques.

Les termes "radioastronomie" et "service de radioastronomie" sont définis aux numéros 14, 55 et 91 du Règlement des radiocommunications: la radioastronomie est l'"astronomie fondée sur la réception des ondes radioélectriques d'origine cosmique". Ces émissions cosmiques constituent le "bruit de fond cosmique" dans la technique des radiocommunications. Etant un service passif, la radioastronomie ne fait pas intervenir l'émission d'ondes radioélectriques dans les bandes qui lui sont attribuées et l'utilisation de ces bandes ne peut donc pas causer de brouillages préjudiciables à d'autres services. En revanche, les signaux cosmiques reçus sont extrêmement faibles et sont très sensibles aux brouillages préjudiciables causés par les émissions d'autres services. Actuellement, la radioastronomie utilise la portion du spectre électromagnétique à des fréquences allant de 1 MHz à bien au-delà des 400 GHz actuellement attribués par le Règlement des radiocommunications. Toutefois, la technologie dont on dispose actuellement permettrait d'étendre les mesures astronomiques à l'ensemble du spectre.

Comparée à l'astronomie optique, la radioastronomie est une science très jeune. Elle remonte à la découverte par Karl Jansky, en 1932, de l'existence d'ondes radioélectriques d'origine extraterrestre [Jansky, 1935]. Toutefois, elle est maintenant fermement établie comme une branche importante de l'astronomie. Elle a permis d'améliorer notre connaissance du Soleil et des processus physiques responsables des émissions de plasmas, ainsi que des planètes et de l'espace interplanétaire. A une grande échelle, les études multifréquences des sources cosmiques d'émission radioélectrique ont fourni des renseignements sur les nuages de gaz interstellaires et la formation d'étoiles dans ces nuages, sur les champs magnétiques interstellaires et sur la structure et l'évolution des galaxies de l'Univers dans son ensemble. Les émissions de raies spectrales d'atomes à des fréquences naturelles ont fourni des renseignements sur la composition, les caractéristiques physiques et les mouvements des nuages de gaz interstellaires. Outre l'astronomie, la science a aidé les télécommunications, grâce aux études de l'absorption atmosphérique aux fréquences radioélectriques et des principales perturbations de l'atmosphère solaire. Ces perturbations sont fréquemment les signes avant-coureurs d'interruptions des circuits de radiocommunication et de dangers auxquels l'astronaute est exposé du fait des rayonnements. En effet, nombre des renseignements obtenus par les radioastronomes sont uniques, en ce sens qu'ils ne peuvent pas être obtenus à des longueurs d'ondes optiques ou autres.

Outre qu'elle apporte des connaissances nouvelles, la radioastronomie permet à l'industrie des communications de tirer parti de certains acquis des techniques spécialisées qui ont contribué à sa création. La poursuite du développement des techniques d'amplificateur à faible bruit, s'étendant à des fréquences de plus en plus élevées et à des bandes de plus en plus larges, a conduit à la production de systèmes de réception toujours plus sensibles. Elle contribue largement à la conception de systèmes d'alimentation et d'antennes orientables de grande taille. Les techniques d'interférométrie à base très longue (IBTL) prennent davantage d'importance quand il s'agit de faire des mesures géodésiques à l'échelon du globe ou de poursuivre avec précision des engins spatiaux. La mise au point de puces d'intégration à très grande échelle (VLSI) pour traiter les données recueillies par les antennes de radioastronomie est une technique qui trouve des applications dans d'autres domaines de l'électronique. Quant aux techniques de traitement sophistiqué de l'image qui ont été mises au point, elles sont directement applicables dans les domaines médical et des industries extractives.

Les émissions cosmiques se caractérisent par de petits niveaux de puissance surfacique produite à la surface de la Terre. La plupart ne présentent aucune modulation, si ce n'est celle de bruits aléatoires; font exception les pulsars, qui émettent de l'énergie radioélectrique à des périodicités extrêmement stables (jusqu'à 660 fois par seconde), les scintillations interplanétaires et ionosphériques de radiosources de petit diamètre, les salves irrégulières provenant de certaines étoiles (dont le Soleil), des variations à l'échelle de mois pour certaines radiosources, et des variations (périodiques et en salves) associées à la planète Jupiter. Les meilleurs moments pour l'observation des radiosources sont généralement subordonnés à des phénomènes naturels (position de la source dans le ciel et rotation de la Terre). Le radioastronome ne peut pas modidier le caractère du "signal" qu'il doit recevoir, ni augmenter la puissance de l'émetteur ni coder le signal émis pour en faciliter la détection. En outre, certaines molécules interstellaires importantes pour l'astrophysique donnent lieu à des émissions de raies discrètes qui ont des fréquences différentes de celles actuellement attribuées à la radioastronomie, ce qui confronte les radioastronomes à des situations de brouillage sur lesquelles ils n'ont que peu de prise.

Dans l'étude des radiosources cosmiques, le radioastronome observe et mesure toutes les propriétés du rayonnement électromagnétique: intensité, fréquence, polarisation, direction (c'est-à-dire position dans le ciel) et variations de ces paramètres dans le temps.

La radarastronomie, science connexe, est tout à fait différente; elle fait l'objet de la Question 6/2 et du Rapport 226. Elle implique l'émission d'un signal de grande puissance et la détection du signal associé après réflexion sur des corps célestes ou des traînées de météoriques.

2. Origine et nature des émissions

2.1 Les émissions radioélectriques cosmiques sont produites par plusieurs mécanismes différents:

- émission thermique par des gaz neutres et ionisés chauds (nuages de gaz interstellaires, enveloppes chaudes d'étoiles, etc.), des corps solides et le bruit de fond hyperfréquences universel;
- émission non thermique, surtout par des électrons obéissant à la loi de la relativité et décrivant des spirales dans un champ magnétique (effet de synchrotron), mais aussi par des masers gyrosynchrotron et électrocyclotron et par des plasmas résultant de la diffusion d'ondes plasmiques;
- émission de raies spectrales par des variations d'état énergétique se produisant dans différents atomes et molécules interstellaires.

Dans le domaine des fréquences, les processus entraînent deux types de rayonnement: continuum rayonnant à bande large et émission ou absorption de raies spectrales à bande étroite.

2.2 Continuum rayonnant

La classe la plus importante de radiosources est celle du continuum rayonnant, émission qui couvre de façon relativement uniforme la quasi-totalité du spectre. De manière générale, les sources non thermiques font preuve d'une diminution d'intensité à mesure qu'augmente la fréquence, tandis que les émissions thermiques ont le comportement contraire, même si ces caractéristiques peuvent être affectées par des profondeurs optiques importantes.

Des études du continuum du ciel ont révélé l'existence de nombreuses radiosources discrètes superposées sur un vaste fond (voir par exemple le Rapport 720 de la Commission d'études 5). Le rayonnement de fond a un ruban d'émission intense associé au plan de notre Galaxie (Voie lactée), avec un maximum très prononcé dans la direction du centre de la Galaxie. Dans certaines directions, des pointes d'émission s'étendent hors du plan. L'émission de fond est généralement non thermique, mais le ruban le long de l'équateur galactique contient une contribution thermique provenant de gaz ionisé étendu.

La plupart des sources discrètes sont extra-galactiques. Il s'agit surtout d'objets radioélectriques quasi stellaires ("quasars") non thermiques, optiquement identifiés à des galaxies et distribués plus ou moins aléatoirement dans le ciel. Les autres sources appartenant à une autre galaxie sont associées à des régions de gaz ionisé "(Régions HII)", à des restes de supernovae (restes d'étoiles explosées ou dispersées), à certaines étoiles (dont le Soleil) et à des planètes. Elles sont en majorité confinées à quelques degrés de l'équateur galactique. Des régions HII et des restes de supernovae dans des galaxies voisines ont également été observés.

2.2.1 La variabilité de l'émission en fonction du temps est relativement courante. Elle peut prendre la forme de sursauts dont la durée peut aller de quelques secondes à quelques heures, d'émissions pulsantes avec des périodes de répétition allant des millisecondes aux secondes, de changements apériodiques ayant lieu sur des semaines ou des mois, ou bien de variations sinusoïdales périodiques.

Les sursauts radioélectriques sont surtout intenses en ondes décamétriques et métriques. Le Soleil est une source considérable de brefs sursauts d'énergie radioélectrique de nombreux types, qui donnent des renseignements importants sur les phénomènes de la physique du Soleil et des plasmas [McLean et Labrum, 1985]. Les sursauts dus à des perturbations de l'atmosphère solaire peuvent progressivement augmenter en fréquence au cours de leur vie. Des tâches lumineuses optiques et radioélectriques corrélées ont également été détectées en provenance de certains type d'étoiles. Jupiter est une source d'énormes sursauts d'énergie radioélectrique; ils ont été observés sporadiquement à des fréquences inférieures à environ 30 MHz [Roberts, 1963].

Les émissions pulsantes des pulsars, découvertes en 1967 [Hewish et autres, 1968] seraient des rayonnements émanant d'étoiles composées uniquement de neutrons (c'est-à-dire de matière dans son état le plus condensé). A trois exceptions près, les quelque 400 pulsars détectés sont situés dans notre galaxie, trois seraient situés dans les nuages de Magellan, les deux galaxies les plus proches de la nôtre. La rotation des étoiles de neutrons engendre les impulsions, mais le mécanisme de rayonnement est incertain [Taylor et Stinebring, 1986]. On a observé des périodes de pulsars très petites (jusqu'à 1,5 msec). Des pulsars ont été identifiés à des restes de supernovae; le meilleur cas est le pulsar optique et radioélectrique de la nébuleuse du gémeau. De manière générale, les impulsions sont remarquablement régulières, bien que l'on ait mesuré des périodicités qui changent soudainement ou

augmentent progressivement. Les émissions sont les plus faciles à observer dans la gamme de fréquences 30 MHz - 15 GHz. La détection d'impulsions isolées n'est possible que pour les quelques pulsars les plus forts. Pour des émissions faibles, on fait appel à des techniques d'approximation des impulsions avec des temps d'intégration pouvant atteindre quelques heures pour définir le profil moyen des impulsions. Les impulsions deviennent dispersées durant leur passage à l'observateur, et la mesure de la dispersion et de la rotation de Faraday à l'aide d'observations à plusieurs fréquences donne des renseignements sur les densités électroniques et les champs magnétiques des milieux interstellaires et interplanétaires. Les mesures du temps d'arrivée des impulsions, s'étendant sur plusieurs années, donnent non seulement des renseignements sur les positions et les mouvements appropriés des pulsars (avec une précision de 0,01 seconde d'arc en position), mais également sur la stabilité à long terme des périodes des pulsars. Elles peuvent devenir les étalons horaires pour nos services horaires.

Certaines radiosources, en particulier des quasars, présentent une variabilité des émissions radioélectriques à l'échelle de la semaine. Les émissions radioélectriques d'autres sources comme les supernovae , les novae et les sources de rayons X changent en fonction de la brillance optique.

Jupiter présente une forme spéciale de variabilité. Outre les sursauts mentionnés précédemment, et l'émission thermique constante du disque, la planète a des ceintures magnétosphériques de van Allen qui donnent lieu à des émissions de synchrotron non thermique concentrées vers l'équateur des ceintures. Du fait que l'axe magnétique est décalé par rapport à l'axe rotatif, l'intensité de l'émission non thermique observée à la Terre varie sinusoïdalement avec la rotation de la planète.

L'ionosphère de la Terre et le milieu interplanétaire du système solaire peuvent causer des scintillations des émissions radioélectriques observées à partir de sources de petite taille angulaire. Le taux de scintillation peut atteindre plusieurs Hz. Les caractéristiques observées de la scintillation haute fréquence donnent des renseignements sur la taille de la source ainsi que sur l'amassage et les mouvements du milieu interplanétaire. Il semblerait également que certaines émissions de pulsars soient modifiées par la scintillation interstellaire.

2.2.2 Observations des émissions radioélectriques en continuum. Pour établir la relation de l'émission avec la fréquence (c'est-à-dire son "indice spectral"), il faut observer l'intensité à un certain nombre de fréquences. Du fait que le spectre de l'émission en continuum est généralement assez uniforme, ces observations ne sont pas nécessaires à des fréquences données ou à des fréquences très peu espacées; un intervalle moyen d'une octave en suffit. Pour certaines observations toutefois, - de sources présentant une absorption spontanée de novae et de pulsars, et pour l'étude de la polarisation des sources - il peut être souhaitable d'avoir des fréquences moins espacées. La sensibilité d'observation est accrue par l'emploi de grandes largeurs de bande à chaque fréquence. Lorsque cela est possible, les radioastronomes font des observations dans des bandes plus larges que celles qui sont attribuées au service de radioastronomie, afin d'augmenter la sensibilité de leurs mesures du continuum.

Le rayonnement en continuum provenant de nombreuses sources extra-galactiques et régions non thermiques associées au plan galactique (y compris le bruit de fond et les restes de supernovae), et polarisé de manière partiellement rectiligne. La direction de polarisation intrinsèque est perpendiculaire à l'orientation du champ magnétique de la source projeté sur le plan du ciel. Toutefois, la direction observée est modifiée par la rotation de Faraday due à des électrons de ligne de visée dans les champs magnétiques. Des études de la polarisation sur une gamme de fréquences peuvent servir à calculer la rotation de Faraday, et, par conséquent, les conditions magnétoioniques de la radiosource et le milieu interstellaire et l'ionosphère terrestre qui interviennent. Pour certaines lignes de visée, la rotation de Faraday galactique est très élevée, et pour des observations au-dessous d'environ 2 GHz, il est souhaitable d'utiliser des fréquences espacées de moins d'une octave.

La structure détaillée des radiosources peut permettre de mieux comprendre comment est engendrée l'énergie radioélectrique. Outre l'emploi des circonstances spéciales dans lesquelles une source est occultée par la Lune ou une planète, l'établissement de cartes très détaillées nécessite de grands systèmes de radioastronomie (systèmes d'antenne). Un système capable de produire des détails avec une résolution angulaire de quelques secondes d'arc doit avoir des dimensions d'environ 100 000 longueurs d'onde. Pour distinguer des détails plus fins encore, il faut utiliser des systèmes d'antenne VLBI, avec des antennes distantes de plusieurs milliers de kilomètres dans différents pays ou en orbite circumterrestre. Etant donné que toutes les antennes d'un réseau VLBI doivent fonctionner à la même fréquence, il est nécessaire d'assurer une protection mondiale des fréquences concernées afin qu'aucun émetteur ne produise de brouillages à la sortie d'une antenne.

Plusieurs phénomènes intéressant l'astrophysique ne se manifestent à l'observation que sur des fréquences de 30 MHz ou moins. Parmi ceux, peu nombreux, qui exigent des recherches poussées, citons l'absorption "libre-libre" dans des régions ionisées de la galaxie, l'absorption spontanée dans ces galaxies radioélectriques et des quasars et l'émission à basse fréquence par des plasmas ténus se trouvant dans des amas de galaxies.

Les bandes de fréquences qui ont été attribuées au service de radioastronomie conformément aux Actes finals de la Conférence administrative mondiale des radiocommunications, Genève, 1979, représentent une amélioration sensible par rapport aux attributions antérieures à ce service. Les bandes jugées importantes pour les mesures du continuum sont énumérées dans le Tableau I. Toutefois, Les attributions actuelles ne permettent de satisfaire qu'une partie des besoins du service: nombre d'entres elles sont trop étroites, la plupart sont partagées avec des services non passifs, beaucoup ne sont utilisables que dans des régions peu étendues du monde.

TABLEAU I – *Bandes de fréquences attribuées au service de radioastronomie et qui sont les bandes préférées pour les observations du continuum*

(Les attributions à titre secondaire sont indiquées entre parenthèses.)

Bande de fréquences (MHz)	Largeur de bande (%)	Bande de fréquences (GHz)	Largeur de bande (%)
13,360-13,410	0,37	10,6-10,7	0,94
25,550-25,670	0,49	15,35-15,4	0,33
(37,5-38,25)	(1,98)	22,21-22,50	1,30
73-74,6 (1)	2,17	23,6-24,0	1,68
150,05-153 (2)	1,95	31,3-31,8	1,58
322-328,6	2,03	42,5-43,5	2,33
406,1-410	0,96	86-92	6,74
608-614 (3)	0,98	105-116	9,95
1400-1427	1,91	164-168	2,41
1660-1670	0,60		
2690-2700 (2655-2690)	0,37 (1,31)	217-231	6,25
4990-5000 (4800-4990)	0,20 (3,88)	265-275	3,70

(1) Attribution primaire dans la Région 2, protection recommandée dans les Régions 1 et 3.

(2) Attribution primaire dans la Région 1, en Australie et en Inde.

(3) Attribution primaire dans la Région 2, en Chine et en Inde.

2.3 Emissions de raies spectrales

Le rayonnement des raies est produit par des atomes et des molécules dans des nuages de gaz interstellaire où ils perdent ou acquièrent de l'énergie à la suite de collisions avec d'autres particules, ou bien sont excités de manière radiative par des étoiles voisines. Pour un atome ou une molécule donnés, les "transitions" entre les états d'énergie donnent lieu à une série de raies spectrales étroites discrètes. Les intensités relatives, les fréquences et les largeurs des raies sont fixées par la nature, suivant les molécules en question, leur densité, leur température et leur vitesse en visibilité directe. Dans certaines conditions toutefois, l'intensité des raies peut être considérablement augmentée par l'action d'un maser. Des raies spectrales peuvent être observées en absorption lorsque des molécules absorbent de manière sélective les rayonnements produit par une source de continuum vue à travers le nuage de gaz.

Bien que la fréquence intrinsèque de repos d'une raie spectrale soit définie par la molécule spécifique et la transition spécifique, elle est décalée par effet Doppler suivant la vitesse radiale de la molécule par rapport à l'observateur. Pour de grandes vitesses, la fréquence observée peut être sensiblement déplacée par rapport à la valeur intrinsèque, même au point de dépasser les limites d'une bande spectrale attribuée pour protéger les observations de la raie moléculaire particulière.

2.3.1 Types de raies spectrales

Des raies de "recombinaison" sont émises par des atomes d'hydrogène d'hélium, de carbone etc. lorsque leurs électrons sautent d'une orbite à une autre dans différentes conditions d'excitation atomique. Les premières raies de recombinaison ont été découvertes dans l'espace en 1964 par des radioastronomes soviétiques [Sorotchenko et autres, 1964]. Elles sont nombreuses et on en trouve dans tout le spectre radioélectrique [Lilley et Palmer, 1968]; nombre d'entre elles sont situées dans des bandes attribuées aux observations du continuum ou aux observations d'autres raies. Les observations de l'intensité et de la forme de ces raies permettent aux radioastronomes de déterminer les caractéristiques physiques dans les régions gazeuses (généralement ionisées) d'où les raies émanent.

De nombreuses raies d'émission et d'absorption qui se forment dans des nuages de gaz interstellaires et sont identifiées à des atomes d'hydrogène neutres et à des molécules minérales ou organiques ont des fréquences situées dans le spectre. La première observation de la transition hyperfine de l'hydrogène causée par une saute de spin, au voisinage de 1 420 MHz, date de 1951 [Ewen et Purcell, 1951]. L'hydrogène atomique neutre est si abondant et si largement réparti dans toute notre Galaxie et dans beaucoup d'autres galaxies que la raie de 1 420 MHz ("21 cm") revêt une importance fondamentale pour l'étude du gaz interstellaire dans les galaxies considérées. Toutefois, en raison de la vitesse de récession élevée des galaxies lointaines, la raie spectrale est décalée en raison de l'effet Doppler ("décalage dans le rouge") à des fréquences situées en dessous de la limite inférieure de la bande protégée de radioastronomie des 1 400 - 1 427 MHz. En fait, la raie a été observée jusqu'à des fréquences de 500 MHz.

Il a fallu attendre 1963 pour que la première raie moléculaire soit détectée aux fréquences radioélectriques [Weinreb et autres 1963], et cinq années supplémentaires avant que d'autres molécules soient découvertes. Depuis, plusieurs centaines de transitions ont été observées pour des molécules interstellaires complexes et leurs isotopes. Lovas [1986] indique les transitions détectées pour 59 molécules dans la gamme de fréquences 0,7 - 344 GHz. On se rend bien compte que toutes ces raies ne peuvent pas bénéficier d'une protection au titre de l'attribution de bandes de fréquences dans le Règlement des radiocommunications. Il convient toutefois de chercher à assurer une protection aux raies spectrales qui présentent le plus d'importance du point de vue de l'astrophysique (voir le § 4.3).

Les raies moléculaires se produisent en différentes proportions isotopiques relatives en provenance de plusieurs types de nuages de gaz interstellaires, nuages à faible densité diffus, nuages sombres froids isolés contenant des molécules qui sont instables sur Terre et contenant parfois des protostars, et nuages moléculaires denses géants avec régions HII, jeunes étoiles chaudes et étoiles en cours de formation. Les nuages représentent une fraction importante de la masse totale de la galaxie. Des études des raies spectrales donnent des renseignements non seulement sur ces nuages mais également sur les processus de formation des étoiles et la structure en spirale ainsi que l'évolution chimique de notre galaxie et d'autres. A condition d'avoir une sensibilité et une résolution angulaire suffisantes, on peut étudier les mêmes propriétés dans les autres galaxies.

2.3.2 Observations des raies spectrales

Bien que l'interprétation astrophysique puisse différer, il existe certaines propriétés communes aux raies spectrales. Le profil observé des raies définit une variation d'intensité en fonction de la fréquence. La fréquence observée de la raie d'émission (ou d'absorption) est décalée par rapport à la fréquence naturelle de repos en raison des mouvements par rapport à l'observateur, dans la ligne de visée. Les mouvements de turbulence dans le nuage gazeux auront pour effet d'élargir le profil observé. Les décalages de fréquence sont généralement convertis en unités de vitesse radiale. En un sens, les données de vitesse ajoutent une troisième dimension à la projection plane de la distribution spatiale du nuage dans le ciel. Certaines sources de raies spectrales, en particulier les sources maser, montrent également une polarisation, qui fournit des informations sur le champ magnétique dans le nuage de gaz.

L'intensité du profil à une fréquence donnée dépend de la température, de la densité de la colonne et de la profondeur optique du nuage moléculaire à une vitesse donnée. La séparation de ces paramètres peut être effectuée de deux manières: pour des spectres contenant des composantes dues à des transitions hyperfines, à partir d'une comparaison des composantes ou pour la même molécule, à partir d'une comparaison des différentes transitions. Cette seconde technique est adoptée pour la détermination des proportions isotopiques interstellaires.

Il faut parfois des durées d'intégration de plusieurs heures pour obtenir des rapports signal/bruit qui permettent de tirer des conclusions présentant de l'intérêt pour l'astrophysique. L'absence de brouillage préjudiciable est nécessaire sur les largeurs de bande suffisantes pour tenir compte de l'élargissement en raison de l'effet de Doppler avec des bandes de comparaison bordant l'émission des raies.

Les bandes jugées importantes pour les observations des raies spectrales sont énumérées dans les Tableaux II et III (voir le § 4.3). L'Annexe I du Rapport 852 (Dubrovnik, 1986) décrit certains types d'observations de raies spectrales (pour quatre atomes et molécules d'intérêt commun) effectués dans des observatoires du monde entier. Elle décrit les types d'observations effectuées, les divers résultats obtenus et les manières dont la radiospectroscopie contribue à une connaissance de la nature de l'univers.

2.4 *Résumé*

Cet aperçu sur la nature des signaux radioélectriques en radioastronomie fait ressortir deux faits généraux. Tout d'abord, des phénomènes les plus divers peuvent être observés sur toute la gamme accessible des fréquences radioélectriques. En second lieu, cette science, qui continue de se développer rapidement, accroît considérablement nos connaissances. Ces faits montrent clairement les difficultés auxquelles se heurtent tant l'astronome que les autorités chargées des attributions de fréquences lorsqu'ils s'efforcent d'assurer le mieux possible la juste protection à laquelle a droit le service de radioastronomie.

3. Renseignements concernant les observatoires de radioastronomie

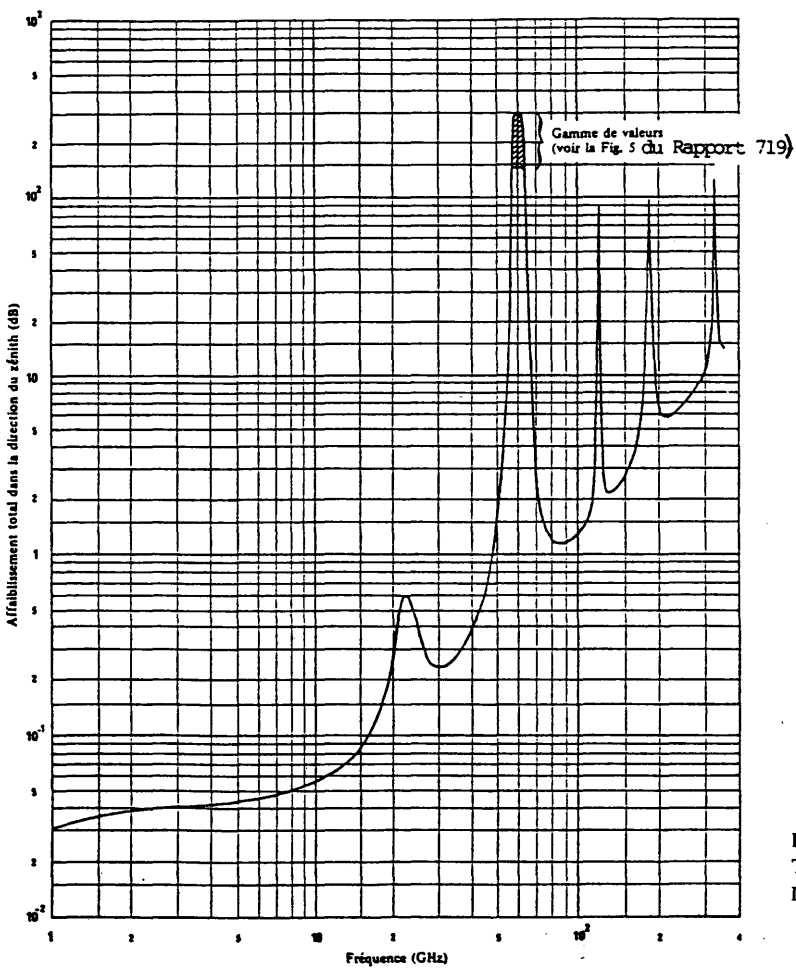
L'Appendice 3 (section F) au Règlement des radiocommunications indique les renseignements sur les observatoires et sur les observations en cours ou en projet que les administrations devraient fournir à l'IFRB, pour inscription dans le Fichier de référence international des fréquences. Il est entendu que ces renseignements seront publiés de temps en temps par l'UIT sous la forme indiquée dans le texte révisé de l'Appendice 9 au Règlement des radiocommunications (Liste VIII A). Pour se procurer les renseignements rassemblés et s'informer sur les activités des observatoires de radioastronomie et d'astronomie par radiodétection, on peut adresser une demande au Committee on Radio Frequencies, National Academy of Sciences, 2101 Constitution Avenue, NW, Washington DC, Etats-Unis d'Amérique. Cette publication a pour but de fournir une liste des stations de radioastronomie de tous les pays du monde; elle est révisée de temps en temps, de manière à inclure les renseignements fournis par les organismes ou les observatoires de radioastronomie.

B. BANDES DE FRÉQUENCES PRÉFÉRÉES

4. Rôle joué par les fréquences dans le service de radioastronomie

4.1 *Considérations générales*

Le choix de la longueur d'onde pour les observations astronomiques dépend naturellement des phénomènes à observer, mais il peut également être fortement influencé par l'atmosphère de la Terre (troposphère et ionosphère). L'ionosphère exerce une influence déterminante sur les observations astronomiques au-dessous de 20 MHz; d'après les mesures effectuées, on constate que la fréquence utilisable la plus basse pour les observations à partir du sol est 1,5 MHz (voir le Rapport 699). La troposphère agit sur les observations par absorption, essentiellement dans les cas de l'oxygène et de la vapeur d'eau. L'affaiblissement imputable aux résonances de ces molécules est représenté schématiquement à la Fig. 1 (Figure 4 du Rapport 719, Dubrovnik 1986). L'effet des autres constituants de l'atmosphère (par exemple: CO, NO, NO_2, etc.) est négligeable.



Pression: 1 atm
Température: 20 °C
Densité de vapeur d'eau: 7,5 g/m³
} au niveau du sol

FIGURE 1 – *Affaiblissement total dans la direction du zénith*

La courbe de la Fig. 1 représente l'absorption totale à la verticale dans un seul sens pour une atmosphère dont la teneur en vapeur d'eau à la surface de la Terre est de 7,5 g/m^3. Elle est fondée en partie sur des calculs théoriques et en partie sur des mesures. L'atmosphère modèle est celle dans laquelle, sur les deux premiers kilomètres au-dessus du niveau de la mer, la teneur en vapeur d'eau diminue exponentiellement quand l'altitude augmente. Ainsi, les effets de l'absorption peuvent être réduits si on choisit des sites d'observation à des altitudes élevées. La Fig. 2 donne l'affaiblissement total au zénith pour un emplacement situé à une altitude élevée (Mauna Kea, Hawaii) et pour une teneur en vapeur d'eau de 0,75 g/m^3 et à partir d'un aéronef volant à une altitude de 12 500 m (teneur en vapeur d'eau de 0,003 g/m^3) [JPL, 1978].

Les radioastronomes sont des précurseurs dans le domaine de l'utilisation des fréquences supérieures à 100 GHz. Des observations ont pu être réalisées aux fréquences supérieures à 300 GHz mais les fréquences les plus favorables n'ont pas encore pu être entièrement identifiées.

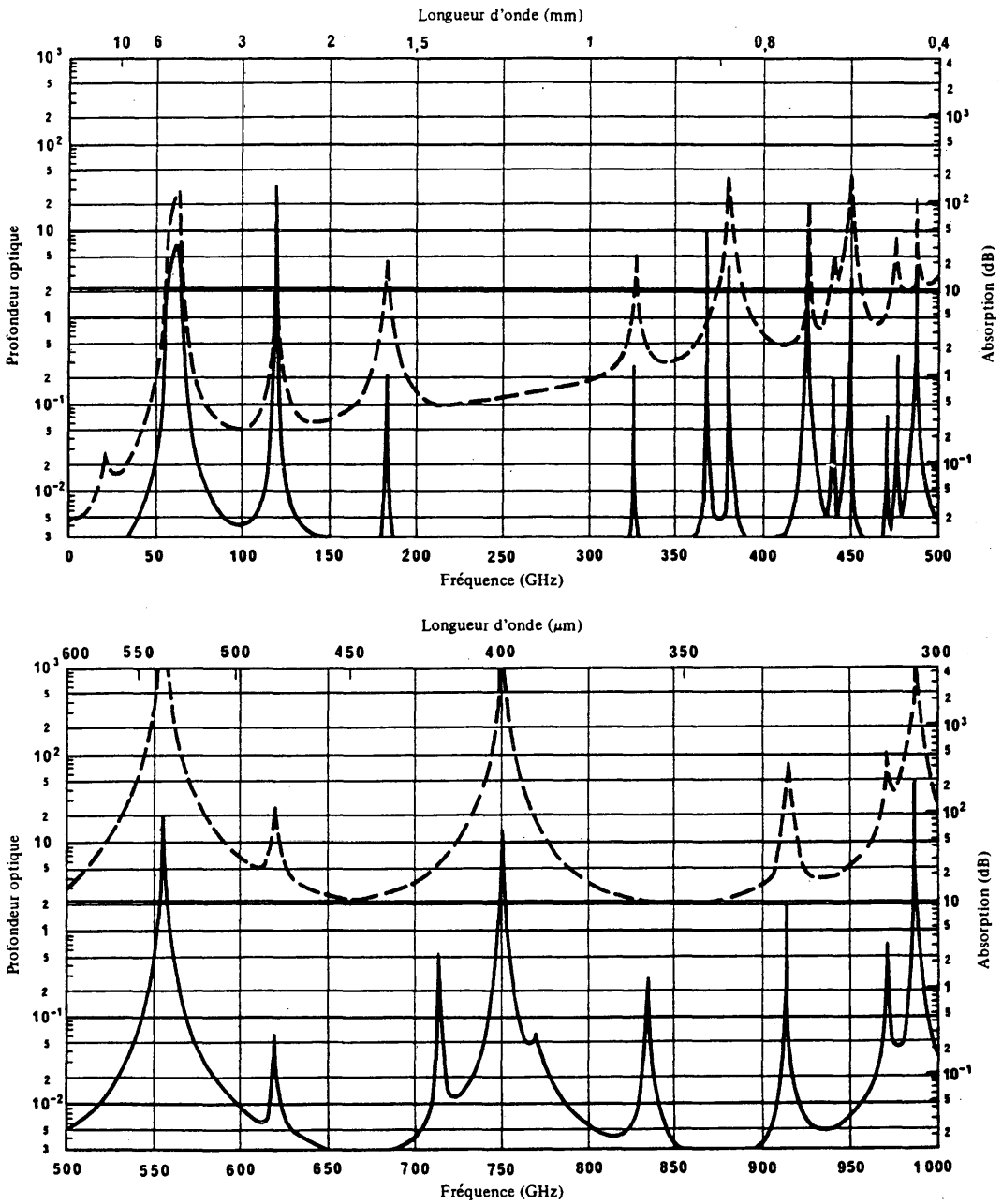


FIGURE 2 – *Affaiblissement atmosphérique vertical pour une épaisseur d'eau précipitable de 1,5 mm* (0,75 g/m^3 à la surface) *(courbe tiretée – Mauna Kea, Hawaii) et de 6 μm* (0,003 g/m^3 à la surface) *(courbe en trait plein – aéronef)*

4.2 *Observations du rayonnement du continuum*

Dans le domaine de la radioastronomie, l'un des objectifs des observations en continuum est de définir de façon suffisamment précise la variation des fréquences de rayonnement pour en tirer des conclusions concernant les mécanismes physiques responsables. L'expérience a montré que des observations effectuées dans chaque octave du spectre suffisent généralement pour arriver à la définition voulue, encore que des espacements plus serrés puissent être nécessaires pour certains types d'observations spécialisées (voir le § 2.2). La série d'observations pour lesquelles le facteur d'espacement des fréquences est de l'ordre de 2 devrait couvrir la partie comprise entre la plus basse des fréquences utilisables pour les observations à partir du sol et la plus haute des fréquences technologiquement utilisables aux fins d'observations, c'est-à-dire entre environ 1,5 MHz (voir le Rapport 699) et jusqu'au-delà de la limite de 275 GHz à laquelle s'arrête actuellement le Tableau d'attribution des bandes de fréquences contenu dans le Règlement des radiocommunications. Aux fréquences supérieures à 20 GHz, la nécessité d'éviter les valeurs maximales d'absorption atmosphérique dues à O_2 et à H_2O doit l'emporter sur le désir de conserver l'espacement par octave. Ainsi, les fréquences choisies pour observer le rayonnement du continuum doivent être comprises dans les valeurs minimales d'absorption atmosphérique aux environs de 30 GHz, 90 GHz, 150 GHz, 240 GHz, 340 GHz, 410 GHz, 470 GHz, 670 GHz et 850 GHz.

Le Rapport 224 (formule (3)) indique que, pour des observations du rayonnement du continuum, le niveau minimal du signal détectable est inversement proportionnel à la racine carrée de la largeur de bande. C'est pourquoi, en l'absence de brouillage, les radioastronomes peuvent tirer parti de la plus grande largeur de bande utilisable sans entraîner de dégradation de la température du bruit du récepteur. De plus grandes largeurs et, par conséquent, de plus grandes sensibilités conduisent à une utilisation plus efficace **des instruments astronomiques d'importance majeure.**

Le Tableau I donne une liste des bandes de fréquences attribuées au service de radioastronomie et qui sont les bandes préférées pour les observations du rayonnement du continuum. La nature de la protection dont bénéficie la radioastronomie n'est pas la même dans toutes ces bandes et **est parfois insuffisante** pour permettre la pleine utilisation de la bande par les radioastronomes. Les problèmes de partage sont examinés dans le Rapport 696. Cependant, l'éventail des bandes énumérées ci-après répondrait, si ces bandes étaient protégées de façon adéquate, à la plupart des besoins de la radioastronomie en matière de couverture de fréquences, exception faite des attributions à 13 MHz et à 25 MHz qui ne satisfont pas au critère de largeur de bande, et de l'intervalle compris entre 74 MHz et 322 MHz qui, bien que convenablement couvert dans la Région 1 par la bande des 150 MHz, ne dispose d'aucune bande de fréquences reconnue dans les Régions 2 et 3. En outre, les bandes attribuées à titre primaire à 2695 MHz et 4995 MHz sont beaucoup trop étroites. Enfin, la liste s'arrête à 13 MHz. Le Rapport 699 stipule que 1,5 MHz est la plus basse des fréquences utilisables pour les observations faites à partir du sol. Ainsi, au-dessous de 13 MHz, il existe deux octaves dans lesquelles les observations de radioastronomie faites à partir du sol sont possibles mais dans lesquelles, d'après le Règlement des radiocommunications, le service de radioastronomie n'est pas un service reconnu.

4.3 *Observations de raies spectrales*

Les raies spectrales sont à observer à la ou aux fréquences spécifiques naturelles de l'émission radioélectrique des atomes ou des molécules considérés. **Les raies spectrales considérées comme présentant le plus d'importance pour l'astrophysique sont énumérées aux Tableaux II et III et dans la Recommandation 314. Les membres de l'Union astronomique internationale (UAI, 1989) ont choisi ces raies extrêmement importantes parmi les centaines de raies observées dans l'espace interstellaire.** Le Tableau III, qui énumère les raies situées au-dessus de 275 GHz, devra sans aucun doute subir des modifications à mesure que les astronomes explorent cette zone nouvellement ouverte du spectre radioélectrique. Les largeurs de bande nécessaires à l'observation de ces raies sont déterminées par les déplacements de fréquence dus à l'effet Doppler dans les fréquences de repos des raies, lesquels résultent de la différence entre la vitesse de la région d'émission et celle de l'observateur sur la Terre. La gamme de vitesses est de ± 300 km/s pour des sources situées dans notre galaxie et peut varier de ± 0,1% par rapport à la fréquence de repos. Pour les sources extragalactiques, des vitesses de +1000 km/s et de −300 km/s nécessitent des **limites** de bande de −0,33% à +0,1%.

Un examen du Tableau d'attribution des bandes de fréquences du Règlement des radiocommunications permet de constater que la plupart des bandes énumérées dans le Tableau I de la Recommandation 314 ont été reconnues «d'intérêt astronomique» dans ce Règlement. Dans de nombreux cas, les largeurs de bande reconnues sont au moins égales aux largeurs indiquées dans le Tableau, encore que la protection reconnue puisse être minime ou nulle. Pour les raies oxhydryles à 1612 MHz et à 1720 MHz, les trois raies CH voisines de 3300 MHz, la raie du formaldéhyde à 4830 MHz et la raie de la vapeur d'eau à 22,235 GHz, les largeurs de bande reconnues suffisent pour les observations effectuées dans notre galaxie mais ne permettent pas de repousser vers le bas la fréquence inférieure limite que demanderaient les observations des galaxies éloignées, ainsi que l'indique le Tableau II.

La plupart des raies spectrales qu'il est possible de détecter ne bénéficient d'aucune protection au titre du Règlement des radiocommunications. Vu l'utilisation croissante du spectre par divers services, l'observation d'un grand nombre de ces raies spectrales sera impossible. Cela vaut en particulier pour toutes les raies spectrales dans les bandes de fréquences attribuées aux services qui émettent depuis des satellites. A titre d'exemple, on peut citer la raie de l'hydroxyle dans la bande des 1 620 MHz, la raie du méthanol dans la bande des 12,1 GHz, la raie du cyclopropénylidène dans la bande des 18,3 GHz et les raies de l'ammoniac dans les bandes des 22,8 et 23,0 GHz. (Voir le Rapport 696 pour des informations générales et le Rapport 697 pour un examen du problème des transmissions depuis des satellites géostationnaires.)

TABLEAU II – *Raies de fréquence radioélectrique présentant le plus d'importance pour la radioastronomie aux fréquences inférieures à 275 GHz*

Corps	Fréquence de repos	Bande minimale suggérée	Notes[1]
Deutérium (DI)	327,384 MHz	327,0 - 327,7 MHz	
Hydrogène (HI)	1 420,406 MHz	1 370,0 - 1 427,0 MHz	(2), (3)
Radical oxydryle (OH)	1 612,231 MHz	1 606,8 - 1 613,8 MHz	(3), (4)
Radical oxydryle (OH)	1 665,402 MHz	1 659,8 - 1 667,1 MHz	(4)
Radical oxydryle (OH)	1 667,359 MHz	1 661,8 - 1 669,0 MHz	(4)
Radical oxydryle (OH)	1 720,530 MHz	1 714,8 - 1 722,2 MHz	(3), (4)
Méthyladine (CH)	3 263,794 MHz	3 252,9 - 3 267,1 MHz	(3), (4)
Méthyladine (CH)	3 335,481 MHz	3 324,4 - 3 338,8 MHz	(3), (4)
Méthyladine (CH)	3 349,193 MHz	3 338,0 - 3 352,5 MHz	(3), (4)
Formaldéhyde (H_2CO)	4 829,660 MHz	4 813,6 - 4 834,5 MHz	(3), (4)
Méthanol (CH_3OH)	12,178 GHz	12,17 - 12,19 GHz	(3), (6)
Formaldéhyde (H_2CO)	14,488 GHz	14,44 - 14,50 GHz	(3), (4)
Cyclopropénylidène (C_3H_2)	18,343 GHz	18,28 - 18,36 GHz	(3), (4), (6)
Vapeur d'eau (H_2O)	22,235 GHz	22,16 - 22,26 GHz	(3), (4)
Ammoniac (NH_3)	23,694 GHz	23,61 - 23,71 GHz	(4)
Ammoniac (NH_3)	23,723 GHz	23,64 - 23,74 GHz	(4)
Ammoniac (NH_3)	23,870 GHz	23,79 - 23,89 GHz	(4)
Monoxyde de silicium (SiO)	42,821 GHz	42,77 - 42,86 GHz	
Monoxyde de silicium (SiO)	43,122 GHz	43,07 - 43,17 GHz	
Monosulfure de carbone (CS)	48,991 GHz	48,94 - 49,04 GHz	
Formylium deutéré (DCO^+)	72,039 GHz	71,96 - 72,11 GHz	(3)
Monoxyde de silicium (SiO)	86,243 GHz	86,16 - 86,33 GHz	
Formylium ($H^{13}CO^+$)	86,754 GHz	86,66 - 86,84 GHz	
Radical éthynyle (C_2H)	87,3 GHz	87,21 - 87,39 GHz	(5)
Cyanure d'hydrogène (HCN)	88,632 GHz	88,34 - 88,72 GHz	(4)
Formylium (HCO^+)	89,189 GHz	88,89 - 89,28 GHz	(4)
Isocyanure d'hydrogène (HNC)	90,664 GHz	90,57 - 90,76 GHz	
Diazénylium (N_2H^+)	93,174 GHz	93,07 - 93,27 GHz	
Monosulfure de carbone (CS)	97,981 GHz	97,65 - 98,08 GHz	(4)
Monoxyde de carbone ($C^{18}O$)	109,782 GHz	109,67 - 109,89 GHz	
Monoxyde de carbone (^{13}CO)	110,201 GHz	109,83 - 110,31 GHz	(4)
Monoxyde de carbone ($C^{17}O$)	112,359 GHz	112,25 - 112,47 GHz	(6)
Monoxyde de carbone (CO)	115,271 GHz	114,88 - 115,39 GHz	(4)
Formaldéhyde ($H_2{}^{13}CO$)	137,450 GHz	137,31 - 137,59 GHz	(3), (6)
Formaldéhyde (H_2CO)	140,840 GHz	140,69 - 140,98 GHz	
Monosulfure de carbone (CS)	146,969 GHz	146,82 - 147,12 GHz	
Vapeur d'eau (H_2O)	183,310 GHz	183,12 - 183,50 GHz	
Monoxyde de carbone ($C^{18}O$)	219,560 GHz	219,34 - 219,78 GHz	
Monoxyde de carbone (^{13}CO)	220,399 GHz	219,67 - 220,62 GHz	(4)
Monoxyde de carbone (CO)	230,538 GHz	229,77 - 230,77 GHz	(4)
Monosulfure de carbone (CS)	244,953 GHz	244,72 - 245,20 GHz	(6)
Cyanure d'hydrogène (HCN)	265,886 GHz	265,62 - 266,15 GHz	
Formylium (HCO^+)	267,557 GHz	267,29 - 267,83 GHz	
Isocyanure d'hydrogène (HNC)	271,981 GHz	271,71 - 272,25 GHz	

(1) Les limites de bande, pour toutes les raies spectrales figurant dans ce Tableau à l'exception de celles qui portent la Note (4) ou la Note (2), sont les fréquences décalées par un effet Doppler correspondant à des vitesses radiales de ± 300 km/s (compatible avec le rayonnement se produisant dans notre galaxie).

(2) Une extension vers le bas de l'attribution de la bande 1400-1427 MHz est nécessaire afin de tenir compte des importants effets Doppler qui agissent sur HI observé dans les galaxies éloignées.

(3) L'attribution internationale actuelle n'est pas une attribution primaire et/ou ne répond pas aux besoins de largeur de bande. On trouvera des précisions à ce sujet dans le Règlement des Radiocommunications.

(4) Ces raies spectrales étant observées également dans d'autres galaxies, les largeurs de bande ci-dessus tiennent compte des effets Doppler correspondant à des vitesses radiales allant jusqu'à 1000 km/s. Il faut noter que HI a été observé sur des fréquences décalées de 500 MHz vers le rouge alors que certaines raies des molécules les plus abondantes ont été détectées dans des galaxies dont les vitesses radiales atteignent 50 000 km/s, ce qui correspond à une réduction de fréquence atteignant 17%.

(5) Six raies spectrales très proches les unes des autres sont associées à cette molécule sur cette fréquence. La bande indiquée est suffisamment large pour permettre d'effectuer des observations dans toutes ces raies.

(6) Cette raie spectrale n'est pas mentionnée dans l'Article 8 du Règlement des radiocommunications.

TABLEAU III – *Raies de fréquence radioélectrique présentant le plus d'importance pour la radioastronomie aux fréquences comprises entre 275 et 811 GHz (Dans le Règlement des radiocommunications, il n'existe aucune attribution sur ces fréquences)*

Corps	Fréquence de repos (GHz)	Bande minimale suggérée (GHz)
Diazénylium (N_2H^+)	279,511 GHz	279,23 - 279,79 GHz
Monoxyde de carbone ($C^{18}O$)	329,330 GHz	329,00 - 329,66 GHz
Monoxyde de carbone (^{13}CO)	330,587 GHz	330,25 - 330,92 GHz
Monosulfure de carbone (CS)	342,883 GHz	342,54 - 343,23 GHz
Monoxyde de carbone (CO)	345,796 GHz	345,45 - 346,14 GHz
Cyanure d'hydrogène (HCN)	354,484 GHz	345,13 - 354,84 GHz
Formylium (HCO^+)	356,734 GHz	356,37 - 357,09 GHz
Diazénylium (N_2H^+)	372,672 GHz	372,30 - 373,05 GHz
Vapeur d'eau (H_2O)	380,197 GHz	379,81 - 380,58 GHz
Monoxyde de carbone ($C^{18}O$)	439,088 GHz	438,64 - 439,53 GHz
Monoxyde de carbone (^{13}CO)	440,765 GHz	440,32 - 441,21 GHz
Monoxyde de carbone (CO)	461,041 GHz	460,57 - 461,51 GHz
Eau lourde (HDO)	464,925 GHz	464,46 - 465,39 GHz
Carbone (CI)	492,162 GHz	491,66 - 492,66 GHz
Vapeur d'eau ($H_2{}^{18}O$)	547,676 GHz	547,13 - 548,22 GHz
Vapeur d'eau (H_2O)	556,936 GHz	556,37 - 557,50 GHz
Ammoniac ($^{15}NH_3$)	572,113 GHz	571,54 - 572,69 GHz
Ammoniac (NH_3)	572,498 GHz	571,92 - 573,07 GHz
Acide chlorhydrique (HCl)	625,918 GHz	625,29 - 626,54 GHz
Monoxyde de carbone (CO)	691,473 GHz	690,78 - 692,17 GHz
Cyanure d'hydrogène (HNC)	797,433 GHz	796,64 - 798,23 GHz
Formylium (HCO^+)	802,653 GHz	801,85 - 803,46 GHz
Monoxyde de carbone (CO)	806,652 GHz	805,85 - 807,46 GHz
Carbone (CI)	809,350 GHz	808,54 - 810,16 GHz

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

EWEN, H. I. et PURCELL, E. M. [septembre 1951] Observation of a line in the galactic radio spectrum. *Nature*, Vol. 168, 4270, 356.

HEWISH, A., BELL, S. J., PILKINGTON, J. D. H., SCOTT, P. F. et COLLINS, R. A. [1968] Observations of a rapidly pulsating radio source. *Nature*, Vol. 217, 709-713.

JANSKY, K. G. [octobre 1935] A note on the source of interstellar interference. *Proc. IRE*, Vol. 23, **10**, 1158-1163.

JPL [1978] Rapport du Submillimeter Space Telescope Working Group. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91109, Etats-Unis d'Amérique.

LILLEY, A. E. et PALMER, P. [1968] Tables of radio frequency recombination lines. *Astrophys. J.*, Suppl. Series N° 144, Vol. 16, 143-174.

LOVAS, F. J. [1986] Recommended rest frequencies for observed interstellar molecular microwave transitions - 1985 revision. *J. Phys. and Chem. Ref. Data*, 15, 251-303.

McLEAN, D.J. et LABRUM, N.R. (Eds.) [1985] - Studies of the sun at metre wavelengths [Cambridge University Press].

ROBERTS, J. A. [1963] Radio emission from the planets. *Planet and Space Sci.*, **11**, 221.

SOROTCHENKO, R. L., BORODZITCH, O. S., DRAVSKIKH, Z. V. et KOLBASSOV, V. A. [1964] Actes de la XII[e] Assemblée générale de l'Union astronomique internationale, Hambourg, Allemagne (République fédérale d').

TAYLOR, J. H. et STINEBRING, D. R. [1986] Recent progress in the understanding of pulsars. *Ann. Rev. Astr. Astrophys.*, 24, 285-327.

UAI (Union astronomique internationale) [1989] *Trans. Int. Astron. Union*, Vol. XX B,

WEINREB, S., BARRETT, A. H., MEEKS, M. L. et HENRY, J. C. [30 novembre 1963] Radio observations of OH in the interstellar medium. *Nature*, Vol. 200, **4909**, 829-831.

RAPPORT 699-2*

LIMITATIONS APPORTÉES PAR L'IONOSPHÈRE AUX OBSERVATIONS AU SOL DE LA RADIOASTRONOMIE AU-DESSOUS DE 20 MHz

(Question 5/2)

(1978-1982-1986)

1. Introduction

Les premières observations des émissions radioélectriques d'origine galactique ont été faites aux longueurs d'ondes décamétriques, mais, depuis, les mesures radioastronomiques ont été effectuées de plus en plus sur des longueurs d'onde plus courtes. Cette tendance a été favorisée par l'obtention d'un pouvoir de résolution élevé avec les antennes paraboliques aux plus petites longueurs d'onde, avec la mise au point de préamplificateurs à faible bruit et grâce aux découvertes importantes qui se sont succédées dans le domaine des fréquences plus élevées.

Il existe cependant de nombreux phénomènes intéressants du point de vue astrophysique qui apparaissent uniquement sur de plus grandes longueurs d'onde. Parmi ces phénomènes, l'absorption («free-free absorption») dans les régions ionisées de la galaxie, l'auto-absorption dans les sources radioélectriques extragalactiques, les mécanismes d'émission à basse fréquence à partir des plasmas de faible densité présents dans les amas de galaxies exigent des études approfondies. Jusqu'à présent (1985), des mesures astronomiques de grande envergure au-dessous de 20 MHz ont été faites seulement dans les domaines suivants: études de quelques sources [Bridle et Purton, 1968; Braude et autres, 1969, 1978, 1979] avec un pouvoir de résolution d'un demi degré à quelques degrés; mesures de l'émission galactique de fond [Ellis et Hamilton, 1966; Reber, 1968; Caswell, 1976; Cane, 1979] avec un pouvoir de résolution de plusieurs degrés; enfin, observations des fortes éruptions de Jupiter en ondes décamétriques [Ellis, 1975]. La Fig. 1 donne les valeurs du pouvoir de résolution angulaire des radiotélescopes utilisés dans le passé ou encore utilisés de nos jours au-dessous de 100 MHz.

Il est clair que les appareils utilisés au-dessous de 20 MHz ne possèdent pas un pouvoir de résolution suffisant. Cette situation s'explique par trois raisons techniques principales:

- Il faut des antennes longues de plusieurs kilomètres pour obtenir un pouvoir de résolution meilleur que 1 degré. Les courbes en trait pointillé de la Fig. 1 donnent la résolution réalisable avec des ouvertures de 3, 10 et 30 km.
- L'état de l'ionosphère terrestre varie selon l'heure du jour, la période de l'année et l'activité solaire. L'observation n'est possible que lorsque la densité électronique de la région F est suffisamment faible et relativement exempte d'irrégularités de l'ordre du kilomètre.
- Il n'existe pas d'attribution de fréquences exclusives à la radioastronomie au-dessous de 20 MHz. Les radiocommunications mondiales utilisent très largement ces fréquences pour la propagation avec réflexions ionosphériques. Pour cette raison, il est extrêmement difficile de trouver sur la surface de la Terre des emplacements pour la radioastronomie qui soient suffisamment à l'abri des signaux brouilleurs. Il est significatif que les quelques mesures faites au sol au-dessous de 10 MHz aient été effectuées en Tasmanie, région qui, du point de vue des brouillages, est privilégiée.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention de la Commission d'études 6.

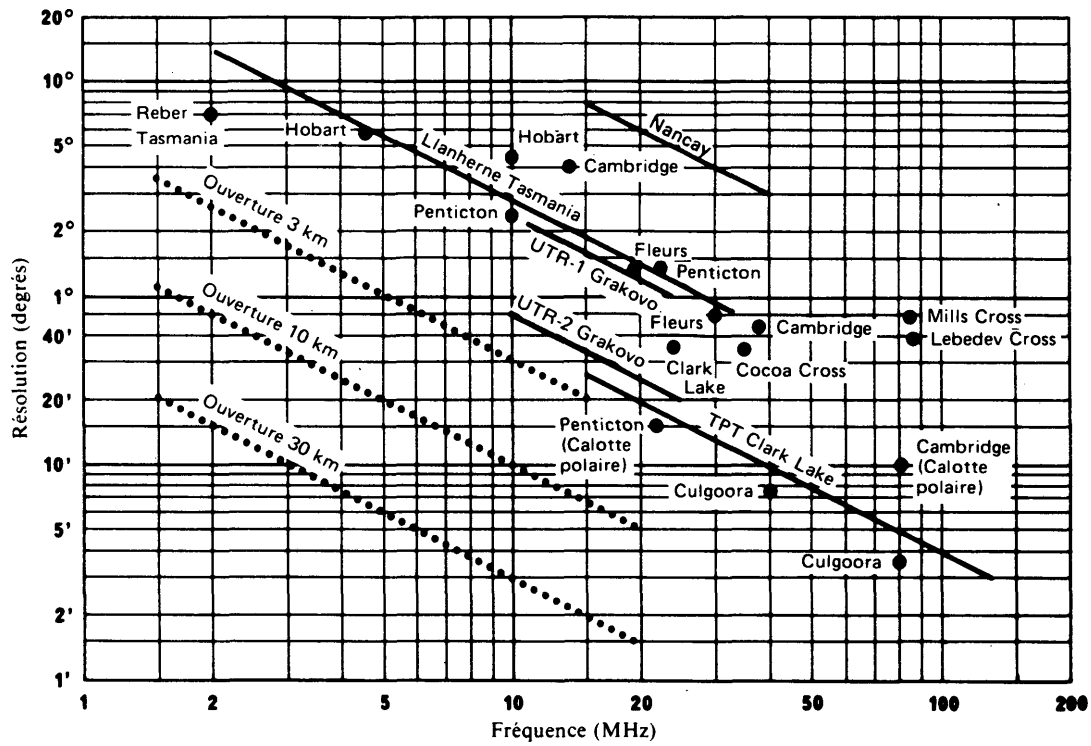


FIGURE 1 – *Pouvoir de résolution de radiotélescopes à fréquence fixe utilisés actuellement ou dans le passé*

(Les lignes pointillées indiquent la résolution que l'on peut atteindre)

● Fréquence fixe —— Large bande

Les télescopes sont décrits dans les références suivantes :

Télescopes à fréquence fixe

Reber Tasmania :	REBER, G. [1968] *J. Franklin Inst.*, Vol. 285, **1**, 1-12.
Hobart 4,7 MHz :	ELLIS, G. R. A., GREEN, R.J. et HAMILTON, P. A. [1963] *Austral. J. Phys.*, **16**, 545.
Hobart 10 MHz :	HAMILTON, P. A. et HAYNES, R. F. [1968] *Austral. J. Phys.*, **21**, 895.
Penticton 10 MHz :	GALT, J. A., PURTON, C. R. et SCHEUER, P. A. G. [1967] Publ. Dominion Obs., XXV, **10**.
Cambridge 13 MHz :	ANDREW, B. H. [1969] *Monthly Notices Roy. Astron. Soc.*, Vol. 143, 17.
Fleurs 19,7 MHz :	SHAIN, C. A. [1958] *Proc. IRE*, Vol. 46, 85.
Penticton 22 MHz :	COSTAIN, C. H., LACEY, J. D., ROGER, R. S. [1969] *IEEE Trans. Ant. Prop.*, Vol. AP-17, 162.
Penticton Polar Cap :	DEWDNEY, P. E. [1978] Ph. D Thesis, Univ. of British Columbia, Canada.
Clark Lake 26 MHz :	ERICKSON, W. C. [1965] *IEEE Trans. Ant. Prop.*, Vol. AP-13, 422.
Fleurs 30 MHz :	FINLAY, E. A., JONES, B. B. [1972] *Proc. Astron. Soc. Australia*, **2**, 115.
Gauribidanur 34,5 MHz:	SASTRY, C. V. [1983] *Bull. Astron. Soc. India*, Vol. IL 167.
Cocoa Cross :	CRONYN, W. M. et SHAWHAM, S. D. [1975] University of Iowa Physics and Astronomy, 75-12.
Cambridge 38 MHz :	COSTAIN, C. H. et SMITH, F. G. [1960] *Monthly Notices Roy. Astron. Soc.*, Vol. 121, 405.
Culgoora 43 MHz :	SHERIDAN, K. V., LABRUM, N. R. et PAYTEN, W. J. [1973] *Proc. IEEE*, Vol. 61, 1312.
Cambridge Polar Cap :	BRANSON, N.J. B. A. [1967] *Monthly Notices Roy. Astron. Soc.*, Vol. 135, 149.
Mills Cross :	MILLS, B. Y., LITTLE, A. G., SHERIDAN, K. V. et SLEE, O. B. [1958] *Proc. IRE*, Vol. 46, 67.
Culgoora 80 MHz :	Voir Culgoora 43 MHz.
Lebedev Cross :	VITKEVICH, V. V. et KALACHEV, P. D. [1965] Radio Telescopes Trudy Fiz. Inst. Lebedeva 28.

Télescopes à large bande

Llanherne Tasmania :	ELLIS, G. R. A. [1972] *Proc. Astron. Soc. Australia*, **2**, 135.
UTR-1 Grakovo :	BRAUDE, S. Ya., LEBEDEVA, O. M., MEGN, A. V., RYABOV, B. P. et ZHOUK, I. N. [1969] *Monthly Notices Roy. Astron. Soc.*, Vol. 143, 289.
UTR-2 Grakovo :	BRAUDE, S. Ya., MEGN, A.V., RASHKOVSKI, S. L., RYABOV, B. P., SHARYKIN, N. K., SOKOLOV, K. P., TKATCHENKO, A. P. et ZHOUK, I. N. [1978] *Astrophys. and Space Sci.*, Vol 54, 37.
Clark Lake TPT :	ERICKSON, W. C. et FISCHER, J. R. [1974] *Radio Sci.*, Vol. 9, **3**, 387.
Nancay Jupiter Array :	BOISCHOT A. et autres [1980] *Icarus*, Vol. 43, 339.

D'après les résultats de mesures faites entre 1962 et 1964, Ellis et Hamilton [1966] proposent 1,5 MHz comme limite inférieure pratique pour des mesures faites au sol. On trouvera dans les paragraphes qui suivent une étude des facteurs ionosphériques qui imposent des limites aux observations au-dessous de 20 MHz, ainsi qu'une étude des possibilités d'observation en présence ou en l'absence de brouillages dus à des signaux transmis dans les bandes attribuées aux radiocommunications.

L'ionosphère est une partie dynamique de l'atmosphère dont le comportement est étroitement lié à l'activité solaire. Les observations faites au-dessous de 20 MHz en présence de perturbations ionosphériques fournissent des résultats qui ne présentent aucun intérêt pour l'astronomie. C'est pourquoi les indications contenues dans les paragraphes qui suivent sont valables essentiellement pour les conditions calmes, telles qu'on les trouve généralement pendant les quatre à cinq années qui entourent un minimum d'activité solaire. D'après de récentes prévisions de l'activité solaire [Lamb et Andersen, 1980], les années 1984 à 1988 et 1995 à 1999 devraient être des périodes pendant lesquelles les conditions seront relativement calmes. Par ailleurs, on considère plus particulièrement l'ionosphère nocturne (couche F seulement), pour laquelle la densité électronique tombe à une valeur nettement inférieure au maximum diurne. Les observations sont possibles à d'autres moments, mais les conditions favorables se présentent beaucoup moins fréquemment.

2. Limitations d'ordre géographique

La répartition de l'ionisation, à une époque quelconque de l'année, dépend étroitement de la latitude. Cela est dû en partie au rayonnement solaire incident sur une latitude donnée, et en partie à l'influence du champ géomagnétique de la Terre. Les lignes d'égale latitude géomagnétique constituent souvent les frontières entre les régions perturbées et les régions calmes de l'ionosphère (voir Rapport 263). Les latitudes géographiques et les latitudes géomagnétiques jouent un rôle important dans une étude détaillée de l'ionosphère au-dessus d'un point quelconque de la surface terrestre; néanmoins, dans le cadre du présent Rapport, il suffit d'utiliser le terme «latitude» pour désigner une moyenne approximative de ces deux grandeurs.

On sait que, aussi bien dans la région équatoriale (latitudes inférieures à 30°) que dans les zones polaires-aurorales (latitudes supérieures à 60°), l'ionosphère présente plus de perturbations qu'aux latitudes moyennes. Il y a de nombreuses années [Reber et Ellis, 1956], on a décelé un minimum assez mal défini de la densité électronique de la région F dans l'ionosphère nocturne au voisinage de la latitude 55°; ce minimum a été bien confirmé par des sondages par le haut [Muldrew, 1965] et par d'autres techniques [Sharp, 1966; Liszka, 1967]. Comme on désire essentiellement avoir des conditions d'observation optimales aux fréquences basses, on considérera ici uniquement la région des latitudes moyennes. Cela ne signifie pas qu'il soit impossible de faire des observations radioastronomiques utiles en dehors de ces latitudes, mais simplement que la probabilité de trouver les conditions d'observation acceptables, à un instant quelconque, est nettement plus grande aux latitudes moyennes.

3. Propagation ionosphérique

On peut faire des observations radioastronomiques au sol seulement lorsque la propagation est possible à travers l'ionosphère. La fréquence minimale pour laquelle ce genre de transmission existe dépend du maximum de densité électronique. Dans une ionosphère calme, ce maximum se présente généralement dans la région F à une hauteur d'environ 300 km.

Les fronts d'onde tombant verticalement sur l'ionosphère pénètrent dans celle-ci si l'indice de réfraction demeure positif le long du trajet. En raison de l'influence du champ magnétique terrestre, il se forme deux composantes de l'onde, ayant des polarisations elliptiques de sens opposé, qui se propagent avec des indices de réfraction différents. La fréquence pour laquelle les indices de réfraction respectifs de ces composantes (appelées respectivement composante ordinaire et composante extraordinaire) prennent la valeur zéro à la hauteur de la densité maximale s'appelle la fréquence critique de cette composante ν_c. La fréquence critique du mode ordinaire est inférieure à celle du mode extraordinaire (la différence étant de l'ordre de 1 MHz); il y a donc un avantage certain à utiliser un radiotélescope dont la polarisation soit voisine de celle de l'onde ordinaire.

Pour les ondes dont la fréquence est $\nu > \nu_c$, la pénétration de l'ionosphère est possible sous des angles contenus dans un cône qui est défini par l'angle zénithal limite:

$$\varphi_c(\nu) = \arccos\left(\frac{\nu_c}{\nu}\right) \qquad (1)$$

Cette relation, qui est une conséquence de la loi de Snell, s'applique à une ionosphère stratifiée plane; dans le cas d'une ionosphère stratifiée sphérique, la formule sous-estime légèrement l'angle limite du cône. Cet angle limite est défini par le fait que le trajet du rayon prend une position quasi tangentielle à la stratification au voisinage de la densité maximale. La stratification sphérique introduit une petite réfraction pour les rayons traversants, en ce sens que l'angle zénithal apparent est toujours inférieur à l'angle zénithal vrai. La valeur de cette réfraction dépend de l'angle zénithal et du contenu électronique intégré total [Chvojková, 1958]. Pour un cône d'observation ayant un angle de 60° par rapport au zénith, la réfraction nette ne dépasserait pas plusieurs degrés.

Les gradients horizontaux du contenu électronique total constituent une autre source de réfraction qui a été mesurée pour la première fois par [Smith, 1952]. En première approximation, un gradient uniforme a pour effet de dévier l'axe du cône d'observation par rapport à la verticale, dans le sens des densités décroissantes. Cette composante de la réfraction peut atteindre quelques degrés lorsque la fréquence critique est inférieure à la moitié de la fréquence d'observation. Toutefois, avec des antennes à plusieurs faisceaux comme celles qu'on utiliserait dans les observations à basse fréquence, il est possible de tenir compte des erreurs de pointage introduites par les deux sources de réfraction en observant les positions apparentes des sources d'étalonnage.

4. Brouillages transmis par l'ionosphère

Pour les angles de réception supérieurs à l'angle zénithal limite, φ_c, l'antenne de réception «voit», dans ses lobes latéraux, une réflexion du rayonnement qui se produit sur un anneau de la surface terrestre. Le rayon maximal de cet anneau, correspondant à un angle zénithal voisin de 90° et à des réflexions sur la couche F, est d'environ 4000 km. Cela définit une distance limite pour les signaux brouilleurs atteignant un récepteur de radioastronomie après avoir effectué un seul bond. Toutefois, si la puissance rayonnée est suffisante, les signaux brouilleurs peuvent atteindre un récepteur de radioastronomie, après plusieurs bonds, à partir de presque tous les points de la surface terrestre. Dans la partie inférieure de la bande de fréquences considérée dans le présent Rapport, l'absorption dans l'ionosphère diurne a pour effet de limiter les sources de brouillage à la moitié de la surface terrestre, à un instant quelconque.

Le plus souvent, le rapport entre la fréquence critique correspondant à la réflexion verticale et la fréquence nécessaire pour assurer un trajet avec réflexion unique, long de 3000 à 4000 km, est compris entre 2,7 et 3,3. Comme la densité électronique est proportionnelle au carré de la fréquence critique, la densité électronique maximale nécessaire pour assurer des trajets de propagation de 3000 km est égale au moins au dixième de la densité requise pour les réflexions verticales. Cela est corroboré par la constatation faite par tous les radioastronomes qui observent entre 10 et 30 MHz: une fois que la fréquence critique prend une valeur comprise entre le tiers et le quart de la fréquence d'observation, la bande devient calme. L'antenne peut être conçue pour recevoir l'onde ordinaire dans le lobe principal, mais les lobes latéraux – qui reçoivent le signal brouilleur – sont en général sensibles aux deux modes dans la même proportion. Comme l'onde extraordinaire a la fréquence critique la plus élevée, la bande devient calme seulement lorsque cette fréquence critique a pris une valeur suffisamment petite par rapport à la fréquence d'observation.

5. Durée d'observation disponible aux latitudes moyennes au voisinage du minimum d'activité solaire

On s'est servi des médianes mensuelles des fréquences critiques [Ionospheric Telecommunications Laboratory, 1965] pour trois stations situées aux latitudes moyennes, pour faire une estimation du nombre moyen d'heures par jour pendant lesquelles la densité électronique de l'ionosphère au voisinage du minimum d'activité solaire est suffisamment faible pour permettre des observations à 3, 6 et 12 MHz.

Pour avoir un cône d'observation défini par un angle de 45° par rapport au zénith, il faut que la fréquence critique soit inférieure à 0,7 fois la fréquence d'observation. Le Tableau I donne le nombre d'heures par jour pour lequel, en moyenne, cette condition a été satisfaite en 1965 à Hobart (latitude 42,9° S), Fort Monmouth (40,4° N) et Ottawa (45,4° N), en été, en hiver et au moment de l'équinoxe. On trouve aussi dans ce tableau les nombres d'heures pendant lesquelles l'ionosphère a une fréquence critique (mode X) inférieure à 0,3 fois la fréquence d'observation, c'est-à-dire incapable de transmettre des signaux brouilleurs.

Comme les estimations des nombres d'heures sont fondées sur des médianes mensuelles, il n'est pas tenu compte des jours pendant lesquels les densités sont nettement inférieures aux valeurs médianes. Les tableaux montrent que, aux latitudes moyennes et au voisinage du minimum d'activité solaire, des observations sur les trois fréquences considérées sont possibles pendant plusieurs heures par jour, sauf sur 3 MHz au voisinage du solstice d'été. Néanmoins, on peut en général prévoir la présence de signaux dans les bandes attribuées aux radiocommunications pendant les durées d'observation utiles, sauf sur 12 MHz pendant la nuit.

6. Scintillation et qualité des observations

La scintillation est le phénomène le plus important qui limite la qualité des observations lorsque la densité ionosphérique est suffisamment faible et lorsqu'il n'y a pas de brouillages (voir le Rapport 263). La scintillation est due à des distorsions de phase imposées au front de l'onde par des irrégularités de la densité électronique, principalement dans la région F, sur des distances comprises entre 0,5 et 10 km. Pour des antennes s'étendant sur moins de 2 km environ, ces irrégularités se trouvent dans le champ à grande distance de l'antenne, et on peut alors tolérer des écarts de phase quadratiques allant jusqu'à un radian. Pour des antennes plus étendues, les irrégularités peuvent se trouver dans le champ proche, causant des variations de phase et d'amplitude sur la surface de l'ouverture. En pareil cas, des irrégularités très étendues dans le plan horizontal, avec des variations de phase quadratiques dépassant environ un quart de radian, déforment le faisceau.

TABLEAU I – *Nombre d'heures par jour disponibles pour les observations (angle zénithal < 45°) sur trois fréquences, pour trois périodes de l'année 1965*

Les valeurs entre parenthèses sont des estimations du nombre moyen d'heures par jour pendant lesquelles les signaux brouilleurs ne pourraient se propager par réflexion.

Hobart, Tasmanie	3 MHz	6 MHz	12 MHz
Solstice d'hiver	9 (0)	16 (0)	24 (13)
Equinoxe	3 (0)	15 (0)	24 (7)
Solstice d'été	0 (0)	6 (0)	24 (1)

Ottawa, Ontario	3 MHz	6 MHz	12 MHz
Solstice d'hiver	9 (0)	16 (0)	24 (13)
Equinoxe	6 (0)	11 (0)	24 (8)
Solstice d'été	2 (0)	10 (0)	24 (5)

Fort Monmouth, New Jersey	3 MHz	6 MHz	12 MHz
Solstice d'hiver	1 (0)	15 (0)	24 (12)
Equinoxe	0 (0)	10 (0)	24 (7)
Solstice d'été	0 (0)	8 (0)	24 (3)

En raison de la nature transitoire des scintillations, il importe de tirer le meilleur parti possible des conditions optimales. Cela implique l'utilisation d'antennes dotées de nombreux réseaux engendrant des faisceaux multiples [Galt et autres, 1967]; cela implique aussi, le cas échéant, la mise en œuvre de moyens pour former le faisceau définitif «hors trajet», avec correction des grandes erreurs de phase qui provoquent la déformation du faisceau. Il arrive que l'on puisse faire, à 10 MHz, des observations pratiquement exemptes de scintillation pendant des périodes de plusieurs semaines consécutives. Comme les variations quadratiques de phase introduites par les irrégularités sont des fonctions directes de la longueur d'onde, on a la quasi-certitude de pouvoir faire des observations utiles, pendant ces périodes, sur des fréquences s'abaissant jusqu'à 2 ou 3 MHz.

7. Absorption aux fréquences basses

La plus grande partie de l'absorption subie par les ondes à fréquence basse se produit dans la région D de l'ionosphère, qui existe uniquement pendant le jour. Pour surveiller cette absorption et introduire les corrections nécessaires, on peut se servir d'un riomètre fonctionnant sur la même fréquence que le radiotélescope. Cette technique a été appliquée avec de bons résultats aux fréquences 10 et 22 MHz [Bridle et Purton, 1968; Roger et autres, 1969].

RAPPORT 224-7*

CRITÈRES DE PROTECTION DU SERVICE DE RADIOASTRONOMIE CONTRE LES BROUILLAGES

(Question 5/2; Programme d'études 5A/2)

(1963-1966-1970-1974-1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

Le rayonnement mesuré en radioastronomie se caractérise par des amplitudes qui ont une distribution stochastique gaussienne. Il ne peut pas être distingué qualitativement du bruit engendré dans les récepteurs, ni du rayonnement thermique émis par la Terre et par l'atmosphère terrestre. En outre, le niveau du rayonnement cosmique reçu par une antenne est généralement très inférieur, souvent de 30 dB ou davantage, à la puissance de bruit du système. Il faut se rendre compte pleinement de ces faits si l'on veut comprendre les problèmes de brouillage qui se posent au service de radioastronomie. Dans ce service, le rapport signal/bruit est généralement de -30 dB ou moins encore; dans les cas extrêmes, un rapport signal/bruit s'abaissant même à -60 dB permet de recueillir des données utiles. On trouvera dans les paragraphes ci-après une étude théorique, qui permet de spécifier les critères de sensibilité applicables en radioastronomie. Les caractéristiques du service de radioastronomie sont décrites dans le Rapport 852.

2. Sensibilité des systèmes de radioastronomie

2.1 Etude théorique

La manière la plus simple de définir la sensibilité d'une observation en radioastronomie consiste à spécifier la plus petite variation de puissance qui puisse être décelée et mesurée par le radiomètre avec une grande certitude. Il est commode à cet effet de mesurer la plus petite variation décelable (ΔT) de la température équivalente aux bornes de sortie de l'antenne connectée au radiomètre. Le niveau du signal à la sortie d'un détecteur radiométrique dépend de la puissance totale reçue à l'entrée du récepteur. (On admet par hypothèse que le gain et d'autres caractéristiques du système de réception demeurent constants pendant l'observation.) La puissance totale à l'entrée est la somme de la puissance du signal utile, P_S, et de la puissance du bruit, P_N (par exemple, le bruit thermique et le bruit interne du récepteur). Les deux grandeurs P_S et P_N étant produites par des phénomènes aléatoires, on ne peut pas les distinguer qualitativement l'une de l'autre. Cependant, elles se caractérisent chacune par un niveau moyen; si l'on arrive à déterminer ces niveaux avec une précision suffisante, on pourra détecter la présence du signal utile. La moyenne statistique d'une variable aléatoire de niveau moyen constant telle qu'une puissance de bruit, P, se détermine avec une précision qui est inversement proportionnelle à la racine carrée du nombre des échantillons, N; l'écart type de cette moyenne a pour expression:

$$\Delta P \sim \frac{P}{\sqrt{N}} \qquad (1)$$

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1, 3, 4, 8, 9, 10 et 11.

L'écart type, ΔP, est souvent appelé écart quadratique moyen par les radioastronomes. A condition d'observer un nombre suffisant d'échantillons, N, on peut mesurer la puissance du bruit radioélectrique avec toute la précision qu'on voudra. En réduisant la fluctuation du bruit, ΔP, à une valeur inférieure à la puissance du signal utile, P_S, on peut détecter des signaux très faibles. Pour donner une très grande valeur à N, on utilisera de grandes largeurs de bande et de longues durées d'observation. A l'intérieur d'une bande, Δf, le radiomètre permet de mesurer environ Δf échantillons par seconde; d'autre part, en augmentant le temps d'observation, t, appelé aussi temps d'intégration, on peut rendre N très grand.

Or,

$$N \approx \Delta f \cdot t \tag{2}$$

en combinant cette expression avec (1), on obtient:

$$\frac{\Delta P}{P} \sim \frac{1}{\sqrt{\Delta f \cdot t}} \tag{3}$$

relation fondamentale de la sensibilité en radioastronomie.

Pour transformer (3) en une équation, il faut y introduire un coefficient de proportionnalité, qui dépend des caractéristiques de l'appareillage et de la méthode d'observation. Les conditions dans lesquelles ce coefficient est égal à $1/\sqrt{2}$ ont été étudiées [Kraus, 1966]. La formule de la sensibilité devient, une fois ce coefficient adopté:

$$\frac{\Delta P}{P} = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\Delta f t}} \tag{4}$$

Comme précédemment, P et ΔP représentent des puissances de bruit, mais la formule (4) demeure valide si P et ΔP représentent des densités spectrales de puissance. Mais ΔP, qui exprime la fluctuation du bruit rapportée à la densité spectrale de la puissance dans la formule de la sensibilité (4), est égal au produit de la sensibilité globale du système, exprimée en température, par la constante de Boltzmann, k, soit:

$$\Delta P = k\Delta T \quad \text{et aussi} \quad P = kT \tag{5}$$

de sorte que nous pouvons exprimer comme suit la sensibilité d'un radiomètre:

$$\Delta T = \frac{T}{\sqrt{2\Delta f t}} \tag{6}$$

où

$$T = T_A + T_R \tag{7}$$

représente la somme de T_A (contribution à la température de bruit de l'antenne par le bruit de fond cosmique, l'atmosphère terrestre et le rayonnement de la Terre) et de T_R (température du bruit interne du récepteur).

2.2 *Estimation de la sensibilité*

On peut utiliser les formules (4) ou (6) pour estimer la sensibilité et les seuils de brouillage préjudiciable pour les observations radioastronomiques. Les résultats sont donnés dans les Tableaux I à II; on suppose un temps d'observation (ou d'intégration) t de 2000 s. Dans le Tableau I (observations du continuum), on suppose que Δf est la largeur des bandes attribuées à la radioastronomie. Dans le Tableau II (observations de raies spectrales), Δf est la largeur de bande des canaux (correspondant à une vitesse de 3 km/s) caractéristique d'un système de raies spectrales.

Les niveaux de brouillage préjudiciable indiqués dans les Tableaux I et II sont, par convention, les niveaux de brouillage qui font apparaître une erreur de 10% dans la mesure de ΔP (ou de ΔT), c'est-à-dire:

$$\Delta P_H = 0{,}1\ \Delta P \Delta f \tag{8}$$

En résumé, on peut calculer comme suit les valeurs des colonnes pertinentes des Tableaux I et II:

- ΔT, au moyen des formules (6) et (7)
- ΔP, au moyen de la formule (5)
- ΔP_H, au moyen de la formule (8).

On peut encore exprimer le brouillage préjudiciable par la puissance surfacique qui tombe sur l'antenne dans la largeur de bande totale, ou par la densité spectrale de la puissance surfacique S_H dans une largeur de bande de 1 Hz*. Pour plus de commodité, on a indiqué les valeurs correspondant à une antenne dont le gain, dans la direction d'arrivée de l'onde brouilleuse, est égal à celui d'une antenne isotrope (antenne dont la superficie équivalente est $c^2/4\pi f^2$, c étant la vitesse de la lumière et f la fréquence).

Les valeurs du gain d'antenne à utiliser dans différentes circonstances sont examinées au § 4. On obtient les valeurs de $S_H \Delta f$ (dB(W/m^2)) en ajoutant à ΔP_H la quantité:

$$20 \log f - 38{,}6 \qquad \text{dB} \tag{9}$$

f étant en MHz. Pour obtenir S_H, il suffit de retrancher la quantité 10 log Δf afin de tenir compte de la largeur de bande.

La Fig. 1 représente graphiquement la variation, en fonction de la fréquence, des seuils du brouillage préjudiciable pour le service de radioastronomie, dont les valeurs numériques sont indiquées dans les Tableaux I et II sous S_H (dB(W/m^2 · Hz)). Les courbes n'ont pas été lissées, parce que les bandes associées par hypothèse aux différentes fréquences d'observation ne sont pas les mêmes.

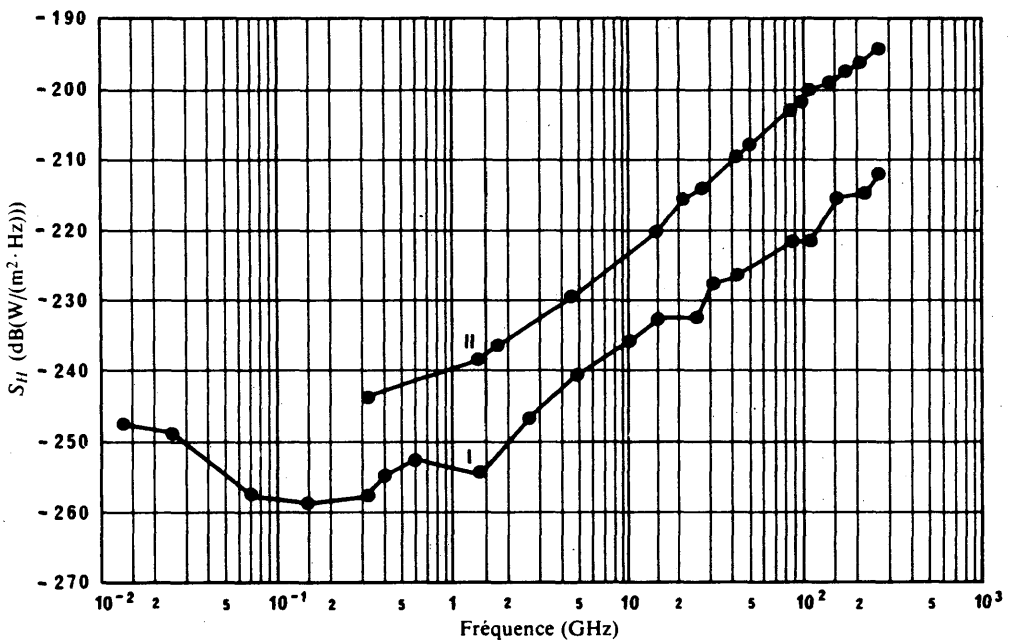


FIGURE 1 – *Variation des seuils du brouillage préjudiciable pour la radioastronomie en fonction de la fréquence (valeurs figurant dans les Tableaux I et II pour t = 2000 s)*

I: Continuum rayonnant

II: Raie spectrale

* En radioastronomie, on désigne en général S_H par le terme «densité surfacique». Dans le présent Rapport, on applique la terminologie recommandée par le CCIR (Recommandation 574, Appendice I, § 1.4), selon laquelle la «puissance surfacique» s'applique aux quantités exprimées au moyen de l'unité W/m^2 et la «densité spectrale de puissance surfacique» s'applique aux quantités telles que S_H, exprimées au moyen de l'unité W/(m^2 · Hz).

TABLEAU I – *Sensibilités et seuils du brouillage préjudiciable dans les observations du continuum, en radioastronomie, avec un temps d'intégration de 2000 s*

Fréquence centrale (1) f_c (MHz)	Largeur de bande supposée Δf_A (MHz)	Température de bruit minimale de l'antenne T_A (K)	Température de bruit du récepteur T_R (K)	Sensibilité du système (fluctuation du bruit)		Seuils du brouillage préjudiciable		
				Température ΔT (mK)	Densité spectrale de puissance par Hz ΔP (dB(W/Hz))	Puissance reçue à l'entrée ΔP_H (dBW)	Puissance surfacique $S_H \Delta f_A$ (dB(W/m^2))	Densité spectrale de puissance surfacique S_H (dB(W/(m^2·Hz)))
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)
13,385	0,05	60000	100	4250	– 222	– 185	– 201	– 248
25,610	0,120	20000	100	917	– 229	– 188	– 199	– 249
73,8	1,6	1000	100	14	– 247	– 195	– 196	– 258
151,525	2,95	200	100	2,76	– 254	– 199	– 194	– 259
325,3	6,6	40	100	0,86	– 259	– 201	– 189	– 258
408,05	3,9	25	100	1,00	– 259	– 203	– 189	– 255
611	6,0	15	100	0,74	– 260	– 202	– 185	– 253
1413,5	27	10	20	0,091	– 269	– 205	– 180	– 255
2695	10	10	20	0,15	– 267	– 207	– 177	– 247
4995	10	10	20	0,15	– 267	– 207	– 171	– 241
10650	100	12	20	0,05	– 272	– 202	– 160	– 240
15375	50	15	30	0,10	– 269	– 202	– 156	– 233
23800	400	15	50	0,051	– 271	– 195	– 147	– 233
31550	500	18	100	0,083	– 269	– 192	– 141	– 228
43000	1000	25	100	0,063	– 271	– 191	– 137	– 227
89000	6000	30	150	0,037	– 273	– 185	– 125	– 222
110500	11000	40	150	0,029	– 274	– 184	– 121	– 222
166000	4000	40	150	0,048	– 272	– 186	– 120	– 216
224000	14000	40	200	0,032	– 274	– 182	– 114	– 215
270000	10000	40	200	0,038	– 273	– 183	– 113	– 213

(1) Le calcul des seuils du brouillage préjudiciable est fondé sur la fréquence centrale indiquée dans cette colonne, bien que toutes les régions n'aient pas prévu la même attribution.

Note. – Selon qu'on utilise un temps d'intégration de 15 min, 1 h, 2 h, 5 h, ou 10 h, ajouter aux valeurs correspondantes du tableau respectivement : + 1,7, – 1,3, – 2,8, – 4,8 ou – 6,3 dB.

TABLEAU II – *Sensibilités et seuils du brouillage préjudiciable dans les observations de raies spectrales, en radioastronomie *, avec un temps d'intégration de 2000 s*

Fréquence f (MHz)	Largeur supposée de la voie pour la raie spectrale Δf_c (kHz)	Température de bruit minimale de l'antenne T_A (K)	Température de bruit du récepteur T_R (K)	Sensibilité du système (fluctuation du bruit)		Seuils du brouillage préjudiciable		
				Température ΔT (mK)	Densité spectrale de puissance par Hz ΔP (dB(W/Hz))	Puissance reçue à l'entrée ΔP_H (dBW)	Puissance surfacique $S_H \Delta f_c$ (dB(W/m^2))	Densité spectrale de puissance surfacique S_H (dB(W/(m^2·Hz)))
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)
327	10	40	100	22,1	– 245	– 215	– 204	– 244
1 420	20	10	20	3,35	– 253	– 220	– 196	– 239
1 665	20	10	20	3,35	– 253	– 220	– 194	– 237
4 830	50	10	20	2,12	– 255	– 218	– 183	– 230
14 500	150	15	30	1,84	– 256	– 214	– 169	– 221
22 200	250	40	50	2,85	– 254	– 210	– 162	– 216
23 700	250	40	50	2,85	– 254	– 210	– 161	– 215
43 000	500	25	100	2,80	– 254	– 207	– 153	– 210
48 000	500	30	100	2,91	– 254	– 207	– 152	– 209
88 600	1 000	30	150	2,85	– 254	– 204	– 144	– 204
98 000	1 000	40	150	3,00	– 254	– 204	– 143	– 203
115 000	1 000	50	150	3,16	– 254	– 204	– 141	– 201
140 000	1 500	40	150	2,45	– 255	– 203	– 139	– 200
178 000	1 500	40	150	2,45	– 255	– 203	– 136	– 198
220 000	2 500	40	200	2,40	– 255	– 201	– 133	– 197
265 000	2 500	40	200	2,40	– 255	– 201	– 131	– 195

* Le présent Tableau ne vise pas à donner la liste complète des bandes/raies spectrales. Il ne contient que des exemples représentatifs pris dans le spectre.

Note. – Selon qu'on utilise un temps d'intégration de 15 min, 1 h, 2 h, 5 h, ou 10 h, ajouter aux valeurs correspondantes du Tableau respectivement : + 1,7, – 1,3, – 2,8, – 4,8 ou – 6,3 dB.

EXPLICATION DES EN-TÊTES DES COLONNES DES TABLEAUX I ET II

Colonne

(1) Fréquence centrale de la bande attribuée à la radioastronomie (Tableau I) ou fréquence nominale de la raie spectrale (Tableau II).

(2) Largeur de bande supposée ou attribuée (Tableau I) ou largeur supposée des canaux représentant les valeurs typiques pour l'observation de raies spectrales (Tableau II).

(3) La température de bruit minimale de l'antenne se compose du bruit ionosphérique, du bruit atmosphérique et du rayonnement de la Terre.

(4) Température de bruit du récepteur représentative d'un système radiométrique de bonne qualité, destiné à des observations radioastronomiques de grande sensibilité.

(5) Sensibilité totale du système, en millikelvin, qu'on a calculée d'après la formule (4) en tenant compte des températures de bruit combinées de l'antenne et du récepteur, de la largeur de canal indiquée sur la liste et d'un temps d'intégration de 2000 s.

(6) Comme pour (5), mais exprimée en densité spectrale de puissance de bruit à l'aide de la relation $\Delta P = k\Delta T$, avec $k = 1{,}38 \times 10^{-23}$ (J/K) (constante de Boltzmann). Les nombres inscrits dans cette colonne sont les valeurs logarithmiques de ΔP.

(7) Puissance à l'entrée du récepteur que l'on considère comme préjudiciable pour des observations de grande sensibilité (ΔP_H). Il s'agit du seuil de brouillage qui introduit une erreur au plus égale à 10% dans la mesure de ΔP; $\Delta P_H = 0{,}1\ \Delta P \Delta f$. Les nombres inscrits dans cette colonne sont les logarithmes de ΔP_H.

(8) Puissance surfacique dans le canal de la raie spectrale, qui est nécessaire pour donner une puissance ΔP_H dans un système de réception équipé d'une antenne de réception isotrope. Les nombres inscrits dans cette colonne sont les logarithmes de $S_H\ \Delta f$.

(9) Densité spectrale de puissance surfacique dans le canal de la raie spectrale, qui est nécessaire pour donner une puissance ΔP_H dans un système de réception, équipé d'une antenne de réception isotrope. Les nombres inscrits dans cette colonne sont les logarithmes de S_H.

On a calculé les sensibilités et les seuils du brouillage préjudiciable figurant dans les Tableaux I et II sur la base d'un temps d'intégration de 2000 s. En fait, les temps d'intégration effectivement utilisés pour les observations astronomiques diffèrent beaucoup d'un cas à un autre. Une valeur de 2000 s convient assez bien quand on observe le continuum avec un seul radiotélescope (et non avec un réseau interférométrique). Ce temps d'intégration correspond à des observations de bonne qualité.

On utilise souvent des temps qui sont dix fois plus grands. Pour certains types d'observation, comme les éruptions solaires, il n'est pas nécessaire d'utiliser la sensibilité maximale.

En revanche, une valeur de 2000 s est moins représentative pour les observations de raies spectrales. L'amélioration de la stabilité des récepteurs et la multiplication des spectromètres à corrélation ont conduit à utiliser plus souvent des temps d'intégration plus longs. Une valeur de 10 h serait plus représentative pour les observations de ce genre, et l'amélioration correspondante de la sensibilité serait de 6 dB par rapport à celle qui figure dans le Tableau II.

La sensibilité d'un système récepteur de radioastronomie à l'égard d'un rayonnement à large spectre est d'autant meilleure que le canal d'observation est plus large (formules (4) et (6)). La raison en est la suivante: la puissance du bruit non désiré augmente avec la largeur de bande, mais comme le signal est lui aussi un bruit à large spectre, sa puissance augmente concomitamment. En fait, le rapport de puissance signal/bruit demeure constant quelle que soit la largeur de bande. Cependant, quand la largeur de bande, Δf, augmente, la précision avec laquelle les niveaux de puissance se déterminent est multipliée par $\sqrt{\Delta f}$, ce qui améliore à proportion la sensibilité.

D'après les formules (4) et (6), il semble qu'on pourrait améliorer à volonté la sensibilité en augmentant suffisamment la largeur de bande et/ou le temps d'intégration. En réalité, la sensibilité d'une observation de radioastronomie est encore limitée éventuellement par des facteurs autres que les facteurs statistiques considérés ci-dessus: par exemple, la stabilité du récepteur, les fluctuations des caractéristiques de l'atmosphère terrestre, la patience et la puissance de concentration de l'observateur. Cependant, les sensibilités indiquées dans les Tableaux I et II correspondent à des valeurs de largeur de bande et de temps d'intégration pour lesquelles ces autres facteurs jouent généralement un rôle insignifiant, et il faut se rappeler qu'elles ne représentent pas des limites absolues et qu'en fait elles ont été dépassées dans des cas où la réussite d'une expérience nécessitait une extrême sensibilité.

Il convient de reconnaître qu'il existe des sources astronomiques de rayonnement capables de brouiller un signal utile observé dans des conditions de haute sensibilité; leurs densités spectrales de puissance surfacique peuvent dépasser celles qui sont indiquées au Tableau I. Le Soleil est une puissante source d'émissions, et le brouillage qu'il cause empêche de mener certaines recherches sinon la nuit. D'autres expériences peuvent s'effectuer le jour, sauf pendant les périodes d'activité solaire, notamment aux fréquences inférieures à 200 MHz environ. En revanche, le Soleil calme, qui a un grand diamètre angulaire et produit une puissance surfacique constante, ne donne habituellement lieu à aucune difficulté. Au-dessous de 38 MHz, les rayonnements provenant de Jupiter peuvent aussi dépasser les seuils indiqués dans le Tableau I. A ces fréquences, Jupiter est une source radioélectrique sporadique qui n'a de fortes émissions que pendant un petit pourcentage du temps, à des périodes que l'on prévoit avec une haute précision et pendant lesquelles on peut éviter de faire des observations.

Au-dessous de 1 GHz, de nombreuses autres sources radioélectriques cosmiques produisent des densités spectrales de puissance surfacique supérieure à celles qui figurent au Tableau I. Toutefois, ces sources se trouvent généralement en des positions connues et leur puissance surfacique est constante et connue, les brouillages ainsi causés ne variant que lentement en fréquence. En théorie et en pratique, les radioastronomes peuvent corriger leurs observations des effets de ces sources, et c'est même une obligation pour eux quand ils opèrent avec la plus haute sensibilité possible. Par ailleurs, pour les brouillages d'origine terrestre de bas niveau, on ne connaît généralement ni la position de la source, ni la densité de puissance surfacique produite, ni le spectre; comme ils varient beaucoup avec le temps, on ne peut pas éliminer leurs effets sur les résultats des observations.

2.2.1 *Sensibilités constatées*

Les sensibilités indiquées dans les Tableaux I et II sont extrêmement élevées; elles représentent des améliorations de plusieurs puissances de dix par rapport à la sensibilité généralement considérée comme possible ou même réalisable dans d'autres services de radiocommunications. Il est bon de considérer les sensibilités qui ont été réalisées au cours d'observations faites dans plusieurs observatoires de radioastronomie et de comparer ces résultats avec les valeurs calculées des Tableaux I et II.

Le Tableau III ci-après donne des exemples d'observations à très grande sensibilité du continuum et de raies, qui ont été publiées.

Le Tableau III montre que plus d'un observatoire de radioastronomie fait des observations de très haute sensibilité. Les températures de système, les largeurs de bande et les temps d'intégration qui ont été adoptés pour calculer les seuils du brouillage préjudiciable indiqués plus haut (Tableaux I et II et Fig. 1) sont des valeurs couramment utilisées par le service de radioastronomie dans le monde entier. Au-delà de ces seuils, les observations de radioastronomie deviendraient d'autant moins fiables que les niveaux de brouillage subis s'élèveraient.

Plus tard, les systèmes de réception seront vraisemblablement perfectionnés et fonctionneront mieux. C'est ainsi sans doute que, dans dix ans, les observations se feront régulièrement à des sensibilités supérieures à celles des Tableaux I et II. On pourrait obtenir les améliorations nécessaires à cet effet en modifiant l'un des termes ou facteurs des formules (6) et (7). Il paraît cependant peu probable qu'un abaissement de la température de bruit du récepteur permette d'améliorer beaucoup ses prestations. Aux fréquences ne dépassant pas 150 MHz, cette température de bruit n'intervient que peu dans la température totale. C'est à l'extrémité supérieure de la gamme de fréquences actuellement utilisée par les radioastronomes que l'amélioration de la technique de réception a des chances d'être la plus fructueuse. Aux fréquences supérieures à 30 GHz (gamme des ondes millimétriques), on rehausserait la sensibilité de 6 dB si l'on pouvait abaisser à 10 K la température de bruit du récepteur.

TABLEAU III – *Comparaison des résultats des observations avec les limites de brouillage préjudiciable données aux Tableaux I et II*

Fréquence (GHz)	Raie ou continuum	Puissance surfacique spectrale observée (dB(W/(m²·Hz)))	Limite de brouillage préjudiciable (dB(W/(m²·Hz)))	Références bibliographiques
2,7	Continuum	– 283	– 247	Wade et Hjellming [1971]
5,0	Continuum	– 292	– 241	Weiler et autres [1981]
1,42	Raie (hydrogène neutre)	– 283	– 239	Giovanelli et autres [1981]
10,5	Raie (hélium 85α)	– 279	– 223 (1)	Higgs et autres [1979]

(1) Valeur interpolée de la Fig. 1.

3. L'antenne de radioastronomie

3.1 *Sensibilité dans le faisceau principal*

L'antenne typique d'une installation de radioastronomie a une grande directivité, pour fournir la meilleure résolution angulaire possible des sources observées, et une grande surface de captage (gain élevé), pour donner une bonne sensibilité. Les ouvertures de faisceau des systèmes modernes se mesurent en minutes ou en secondes d'arc (respectivement 100 ou 10 millidegrés), ce qui correspond à des gains d'antenne supérieurs à 70 dB. Grâce à ce gain élevé et à la bonne sensibilité du système de réception, les radioastronomes peuvent observer des signaux d'une puissance surfacique extrêmement faible. Par exemple, à 1420 MHz, avec un récepteur ayant une sensibilité de 10^{-27} W/Hz (-270 dB(W/Hz)) et une antenne ayant une superficie équivalente de 4000 m^2 (gain de 61 dB), la densité spectrale de puissance surfacique détectable par hertz a pour valeur:

$$S = \frac{10^{-27}}{4000} = 2{,}5 \times 10^{-31} \text{ W/(m}^2 \cdot \text{Hz)}$$

soit

$$-306 \text{ dB(W/(m}^2 \cdot \text{Hz))}$$

Bien entendu, une antenne différente donnerait une sensibilité d'une valeur différente.

3.2 *Influence des lobes latéraux sur les niveaux de brouillage préjudiciable*

Pour avoir une estimation du problème de brouillage qui peut se poser avec tous les radiotélescopes, grands ou petits, il faut considérer le cas où le télescope est pointé dans une direction qui s'écarte de la source de brouillage. Les valeurs indiquées dans les Tableaux I et II pour la puissance surfacique préjudiciable et la densité spectrale de puissance surfacique préjudiciable de cette grandeur ont été calculées dans le cas d'une antenne isotrope; elles doivent être considérées comme des seuils de brouillage de validité générale pour les observations de radioastronomie à grande sensibilité, dans les cas où le brouillage ne pénètre pas dans les lobes latéraux proches. Les niveaux indiqués aux Tableaux I et II s'appliquent aux sources de Terre des signaux brouilleurs et concernent aussi bien les émissions utiles que les émissions non désirées.

Le niveau de puissance d'un signal brouilleur aux bornes du récepteur dépend du niveau des lobes latéraux de l'antenne de réception ainsi que de la puissance surfacique du signal brouilleur. On trouvera dans la Recommandation 509 un modèle des niveaux types des lobes latéraux pour de grandes antennes paraboliques pour les fréquences comprises entre 2 et 10 GHz. Dans ce modèle, le niveau des lobes latéraux décroît en fonction de la distance angulaire φ (degrés) par rapport à l'axe du faisceau principal; il est égal à $(32 - 25 \log \varphi)$ dBi pour $1° < \varphi < 48°$. A 19° par rapport à l'axe du faisceau principal, le niveau est de 0 dBi. Une source de brouillage de puissance surfacique égale aux valeurs de seuil données au Tableau I serait nuisible si l'antenne était orientée à moins de 19° de cette source. Donc, dans certaines situations, un brouillage au seuil nuisible du Tableau I risque de causer des difficultés aux radioastronomes.

3.3 *Cas particuliers des émetteurs placés sur des satellites géostationnaires*

Le brouillage causé par les satellites géostationnaires constitue un cas particulièrement important. Les niveaux de puissance figurant aux Tableaux I et II ayant été calculés dans l'hypothèse d'un gain d'antenne de 0 dBi, des brouillages préjudiciables se produisent lorsqu'une antenne de référence, semblable à celle qui est décrite dans la Recommandation 509, est pointée à moins de 19° d'un satellite rayonnant à des niveaux conformes à ceux indiqués dans ces Tableaux. Avec une série d'émetteurs semblables situés à intervalles de 20° sur l'orbite des satellites géostationnaires, il ne serait pas possible de faire des observations de radioastronomie de grande sensibilité dans une bande de la voûte céleste large de 38° et centrée sur l'orbite. La perte d'une portion aussi importante de la voûte céleste imposerait de graves restrictions aux observations de radioastronomie.

En général, il n'est pas possible dans la pratique de réduire les émissions brouilleuses, provenant de satellites à un niveau inférieur au niveau préjudiciable dans le cas où le faisceau principal d'un radiotélescope est pointé directement sur le satellite. Une solution possible est proposée à la Fig. 2 du Rapport 697, qui représente la projection de l'orbite des satellites géostationnaires en coordonnées célestes, vue des latitudes de plusieurs observatoires importants de radioastronomie. S'il était possible de pointer un radiotélescope à moins de 5° de l'orbite sans qu'il soit soumis à un brouillage préjudiciable, les observations de haute sensibilité resteraient impossibles pour ce radiotélescope dans une bande de ciel large de 10°, cela constituerait une perte importante pour un observatoire donné. Toutefois, on constate que pour une combinaison de radiotélescopes situés à des latitudes Nord et Sud et fonctionnant sur les mêmes bandes de fréquences, la totalité de la voûte céleste serait accessible. On peut donc considérer qu'une valeur de 5° constitue l'écart angulaire minimal nécessaire entre le faisceau principal d'une antenne de radioastronomie et l'orbite des satellites géostationnaires.

Dans la réponse du modèle d'antenne de la Recommandation 509, le niveau des lobes latéraux à 5° du faisceau principal est de 15 dBi. Ainsi, pour éviter que des brouillages préjudiciables ne soient causés à un radiotélescope pointé à moins de 5° de l'émetteur, il convient que les émissions des satellites soient réduites de 15 dB au-dessous des puissances surfaciques indiquées aux Tableaux I et II. Lorsque l'espacement des satellites sur l'orbite n'atteint que quelques degrés, le niveau des émissions de chaque émetteur doit être encore plus faible pour satisfaire à la condition suivante: la somme des puissances de tous les signaux brouilleurs reçus doit être inférieure de 15 dB aux ΔP_H spécifiés aux Tableaux I et II. Des conclusions analogues sont mentionnées dans le Rapport 713.

Il est reconnu que les limitations des émissions dont il est question plus haut, ne permettent pas, dans la pratique, un partage de la même bande de fréquences entre la radioastronomie et les émissions sur les liaisons descendantes des satellites. Ces limitations s'appliquent néanmoins aux émissions brouilleuses provenant des émetteurs de satellite qui tombent dans les bandes de radioastronomie énoncées aux Tableaux I et II. Ces limitations des émissions ont des conséquences pour les services spatiaux responsables des brouillages, qui exigent une évaluation approfondie. En outre, dans la conception des nouvelles antennes de radioastronomie, il faudra s'efforcer de réduire à un minimum le gain des lobes latéraux à proximité du faisceau principal, moyen important pour réduire les brouillages causés par les émetteurs sur l'orbite des satellites géostationnaires.

4. Brouillage

4.1 *Types de brouillage*

Il est commode de classer les brouillages préjudiciables en trois grandes catégories:

Catégorie 1: Brouillage intense faisant fonctionner le récepteur selon une caractéristique non linéaire, parfois au point d'endommager l'amplificateur d'entrée à grande sensibilité.

Heureusement, ce type de brouillage se présente rarement, et l'on risque peu de le rencontrer dans des émissions normales. Toutefois, les émetteurs en radiodétection des aéronefs volant à basse altitude peuvent endommager matériellement les circuits électroniques d'un système récepteur de radioastronomie. Considérons le cas ordinaire où une puissance de 0,1 W reçue à l'entrée du radiomètre aurait pour conséquence de griller le varactor de son amplificateur paramétrique. Cela correspond à une puissance surfacique de 10 W/m^2, soit 10 dB(W/m^2), à 1400 MHz si la source du brouillage est extérieure au lobe principal de l'antenne. La valeur correspondante de la densité spectrale de puissance surfacique, pour une largeur de bande de 27 MHz (de 1400 à 1427 MHz), serait égale à $3{,}7 \times 10^{-7}$ W/(m^2 · Hz), soit -64 dB(W/(m^2 · Hz)). Pour tenir compte du cas où l'antenne serait pointée accidentellement sur une source de brouillage aussi forte, cette dernière valeur (densité spectrale de puissance surfacique capable d'endommager le varactor d'entrée) doit être diminuée du gain de l'antenne.

Catégorie 2: Brouillage relativement intense, facile à reconnaître.

C'est généralement le cas si la puissance du signal brouilleur est supérieure à la puissance du bruit à l'entrée du radiomètre. Ce type de brouillage rend infructueuses les observations, mais il n'est pas douteux qu'il s'agit d'un brouillage. La seule chose à faire est de mettre au panier les données recueillies. Les puissances surfaciques brouilleuses caractéristiques de cette catégorie sont supérieures à -110 dB(W/m^2). Pour une largeur de bande de 27 MHz (bande centrée sur 1413,5 MHz), la valeur correspondante de la densité spectrale de puissance surfacique est -184 dB(W/(m^2 · Hz)).

Catégorie 3: Brouillage très faible, avec un très petit rapport brouillage/bruit (inférieur à -20 dB), impossible à reconnaître.

Les longs temps d'intégration nécessaires pour extraire le signal utile du signal brouilleur ont pour effet de masquer les particularités distinctives de ce dernier. Le signal brouilleur ne pouvant pas être reconnu comme tel, l'interprétation des données est inévitablement erronée; c'est pourquoi un brouillage aussi faible est extrêmement insidieux. En outre, comme l'examen des données recueillies ne permet pas au radioastronome d'affirmer qu'il s'agit d'un brouillage, il lui est impossible d'en déterminer l'origine.

4.2 *Méthodes de réduction du brouillage*

Le radioastronome dispose de plusieurs méthodes pour tenter de réduire les effets du brouillage. Certaines d'entre elles sont simples et vont de soi, d'autres sont plus subtiles, compliquées et parfois longues à mettre en œuvre. Leur inconvénient commun est d'avoir une efficacité limitée. En général, l'application de méthodes de réduction du brouillage nécessite finalement un allongement du temps d'intégration.

4.2.1 *Méthodes par filtrage*

Elles consistent à monter des filtres passe-bande dans le récepteur de radioastronomie, de façon à éliminer l'énergie des signaux brouilleurs qui est extérieure à la bande observée. Normalement, lorsque les signaux brouilleurs sont peu intenses et ne font pas fonctionner le récepteur selon une caractéristique non linéaire, on a avantage à limiter la bande passante observée, en montant un filtre dans l'étage FI. Comme les fréquences intermédiaires sont relativement basses, généralement comprises entre 100 et 300 MHz, on peut obtenir une courbe de sélectivité à pente assez raide. Toutefois, en limitant la bande observée, on diminue la sensibilité du système, qui est proportionnelle à un $\sqrt{\Delta f}$. On pratique aussi le filtrage à l'entrée du radiomètre, surtout si les signaux brouilleurs redoutés sont intenses. Ici encore, la conséquence est une diminution de sensibilité, pour les deux raisons suivantes: diminution de la largeur de bande et affaiblissement d'insertion dû au filtre qui, monté à l'entrée du récepteur, contribue aux pertes d'énergie dans le système et en élève la température de bruit. Comme le filtrage se fait à la fréquence d'observation, on risque de rencontrer des difficultés en ce qui concerne la netteté de la sélectivité. D'ordinaire, après avoir appliqué un filtrage FI modéré, on dispose encore de 75% d'une bande de fréquences attribuée (voir le Rapport 697), ce qui correspond à un abaissement de la sensibilité de 13% environ. Dans le cas où un filtrage à l'entrée du récepteur s'impose, on peut prévoir que la sensibilité sera abaissée de moitié ou davantage.

Pour obtenir une diminution de 100 dB de la réponse à mi-pente de la coupure, à l'extrémité de la bande attribuée à la radioastronomie, il faut utiliser au moins trois filtres à 8 éléments dans l'étage FI. Un tel ensemble de filtres est réalisable, mais il se pose des problèmes de phase ardus lorsqu'on utilise pour l'observation une antenne en réseau ou un interféromètre. On peut donc douter que le filtrage fournisse vraiment une solution de validité générale au problème du brouillage au bord de la bande. De toute façon, bien entendu, les filtres passe-bande ne constituent pas une solution au problème du brouillage à l'intérieur de la bande attribuée.

4.2.2 *Méthodes portant sur le mode d'observation lui-même*

Pour réduire les effets du brouillage, on peut, et souvent il faut, adopter un mode d'observation spécial. Une solution consiste à répéter l'observation plusieurs fois, en admettant que le brouillage ne se présente qu'occasionnellement. Si l'on a des raisons de supposer que le brouillage existe en permanence, un artifice utile consiste à pointer le télescope sur la source observée et, alternativement, l'en écarter au cours d'une séance d'observation. Ces deux dernières méthodes ont une efficacité limitée, en raison des hypothèses que l'on doit faire sur les caractéristiques tant de la source de rayonnement observée que de la source de brouillage. Un autre inconvénient de ces méthodes est l'allongement notable du temps d'observation. En outre, la méthode par répétition des observations n'est guère efficace quand on a affaire à des sources d'intensité variable, car on ne peut pas distinguer entre les variations propres au signal brouilleur et celles qui sont propres au signal utile. De son côté, la méthode par pointage et écart alternés du télescope n'a aucune valeur quand on observe des objets astronomiques de grande étendue, par exemple l'espace cosmique, puisqu'on ne peut alors considérer aucune région du ciel comme étant extérieure à la source. Cette méthode implique d'ailleurs aussi que l'intensité du brouillage est constante, or il n'en est généralement pas ainsi: souvent, l'intensité du brouillage varie dans le temps et, d'une façon complexe, sur l'étendue de la bande de fréquences.

4.2.3 *Méthodes par traitement des données*

La méthode consistant à réduire après coup les effets d'un brouillage très faible n'a guère d'intérêt en radioastronomie. Une des raisons à cela est que, pour déceler un rayonnement très peu intense, il faut en capter l'énergie pendant un long temps d'intégration, qui masque les caractéristiques propres d'un signal brouilleur. La puissance supplémentaire apportée par le signal brouilleur se confond alors avec celle du bruit aléatoire que l'on cherche à mesurer. Eventuellement, un traitement des données permettrait de réduire les effets du brouillage, mais dans certains cas particuliers; par exemple, celui du brouillage impulsif dû à un émetteur de radiodétection, où l'on connaît avec précision les caractéristiques des signaux brouilleurs.

Pour observer un continuum avec une bonne sensibilité, il faut opérer dans une large bande, et l'on peut utiliser un récepteur couvrant la bande utile par plusieurs voies contiguës (récepteur de raies spectrales). L'information spectrale obtenue permet ensuite de reconnaître un signal brouilleur à spectre étroit. Cependant, cette méthode est inopérante dans le cas d'un brouillage s'étendant sur une bande d'une largeur comparable à celle de la bande du continuum qui est observé.

Dans des cas très particuliers, extrêmement rares, lorsque les caractéristiques du signal utile sont connues, on peut les utiliser pour distinguer ce dernier d'avec le signal brouilleur et le bruit. En revanche, dans le cas le plus général des observations radioastronomiques, il ne semble pas y avoir de méthode qui permette, par un traitement des données, de reconnaître un signal brouilleur et d'en réduire efficacement les effets.

5. Réponse des interféromètres (VLBI) et des réseaux d'antennes (VLA) au brouillage radioélectrique

La nécessité d'obtenir une résolution angulaire élevée pour les observations de radioastronomie a conduit à la réalisation d'interféromètres et de réseaux d'antennes qui jouent un rôle de plus en plus important dans les études des sources dont les dimensions angulaires sont de quelques minutes d'arc ou moins. Un interféromètre obtient une résolution angulaire d'environ λ/L' radians, où λ est la longueur d'onde et L' l'espacement projeté le plus grand des antennes, vu à partir de la source radioélectrique. Avec ces instruments, deux effets réduisent la sensibilité au brouillage. Ils sont liés à la fréquence des oscillations des franges d'interférence observées lorsque les sorties des deux antennes sont combinées, et au fait que les éléments du signal brouilleur reçu par différentes antennes très espacées subiront divers retards relatifs avant d'être combinés à nouveau. Le traitement de ces effets est plus compliqué que celui des antennes uniques de la section 3. On trouvera une étude sur ce sujet dans [Thompson et autres, 1986]. D'une manière générale, le résultat principal est que le temps d'intégration effectif pendant lequel le brouillage affecte les mesures est ramené du temps total d'observation au temps moyen d'une oscillation marginale naturelle. Ce laps de temps peut se situer entre quelques secondes pour un réseau compact où $L' \sim 1\,000\ \lambda$ à moins d'une milliseconde pour des réseaux intercontinentaux où $L' \sim 10^7\ \lambda$. Ainsi, par rapport à un seul radiotélescope, l'interféromètre a un certain degré d'immunité au brouillage qui, dans des hypothèses raisonnables, augmente en fonction des dimensions du réseau exprimées en longeurs d'ondes. La Figure 2 donne les résultats obtenus pour certains interféromètres représentatifs. Le très vaste réseau d'antennes (VLA) (Observatoire de radioastronomie national, Nouveau Mexique, Etats-Unis d'Amérique) est pris ici comme exemple de réseaux d'antennes avec des espacements allant jusqu'à quelques dizaines de kilomètres et MERLIN (Laboratoires de radioastronomie de Nuffield, Jodrell Bank, Royaume-Uni) comme exemple de réseaux d'éléments connectés avec des espacements d'antennes dépassant une centaine de kilomètres. Les courbes présentées pour ces deux instruments sont fondées sur les hypothèses simplificatrices selon lesquelles l'émetteur brouilleur est stationnaire par rapport à la Terre et la puissance du signal brouilleur reçu par les lobes latéraux des antennes reste constante pendant l'observation. Pour un système interférométrique à base très longue (VLBI) où les télescopes sont largement séparés, la probabilité d'une corrélation du brouillage est faible et les considérations qui précèdent ne s'appliquent pas. Dans ce cas, le niveau de brouillage tolérable est déterminé par la prescription selon laquelle le niveau de puissance du signal brouilleur ne doit pas représenter plus de 1% de la puissance du bruit dans le récepteur [Thompson et autres, 1986]. Tel est le critère de brouillage appliqué aux mesures VLBI reportées sur la Figure 2. La configuration du réseau n'exerce aucune influence. L'espace entre la courbe VLBI et la courbe de puissance totale représente la gamme de seuils de brouillages préjudiciables pour tous les types de radiotélescopes. Il faut souligner que l'utilisation d'interféromètres et de réseaux d'antennes est généralement limitée aux études des sources discrètes de forte brillance dont les dimensions angulaires ne dépassent pas quelques minutes d'arc pour des réseaux comme le VLA ou quelques dizaines de secondes d'arc pour le VLBI. Les résultats présentés dans les Tableaux I et II du § 2.2 restent donc valables pour la protection générale du service de radioastronomie.

La Figure 2 montre également les courbes des seuils de brouillage préjudiciable, exprimés en puissance surfacique, pour un système interférométrique à base très longue (VLBI) et pour deux configurations de très vastes réseaux d'antennes (VLA) dans lesquelles les espacements entre antennes vont jusqu'à 1 km (configuration D) et 36 km (configuration A) et pour le réseau MERLIN pour lequel les espacements d'antenne atteignent 233 km. On utilise des valeurs caractéristiques de largeurs de bande

et températures de systèmes. La courbe représentant VLBI ne dépend pas de la configuration des antennes. La courbe représentant les systèmes de puissance totale, jointe aussi aux fins de comparaison, est fondée sur les mêmes données que la courbe inférieure de la Figure 1, mais les calculs sont faits en dB(W/m^2) et non en dB($W/(m^2.Hz)$). Dans tous les cas, on suppose que le signal brouilleur est reçu dans les lobes latéraux de gain 0 dBi. Adapté de Thompson et autres [1986].

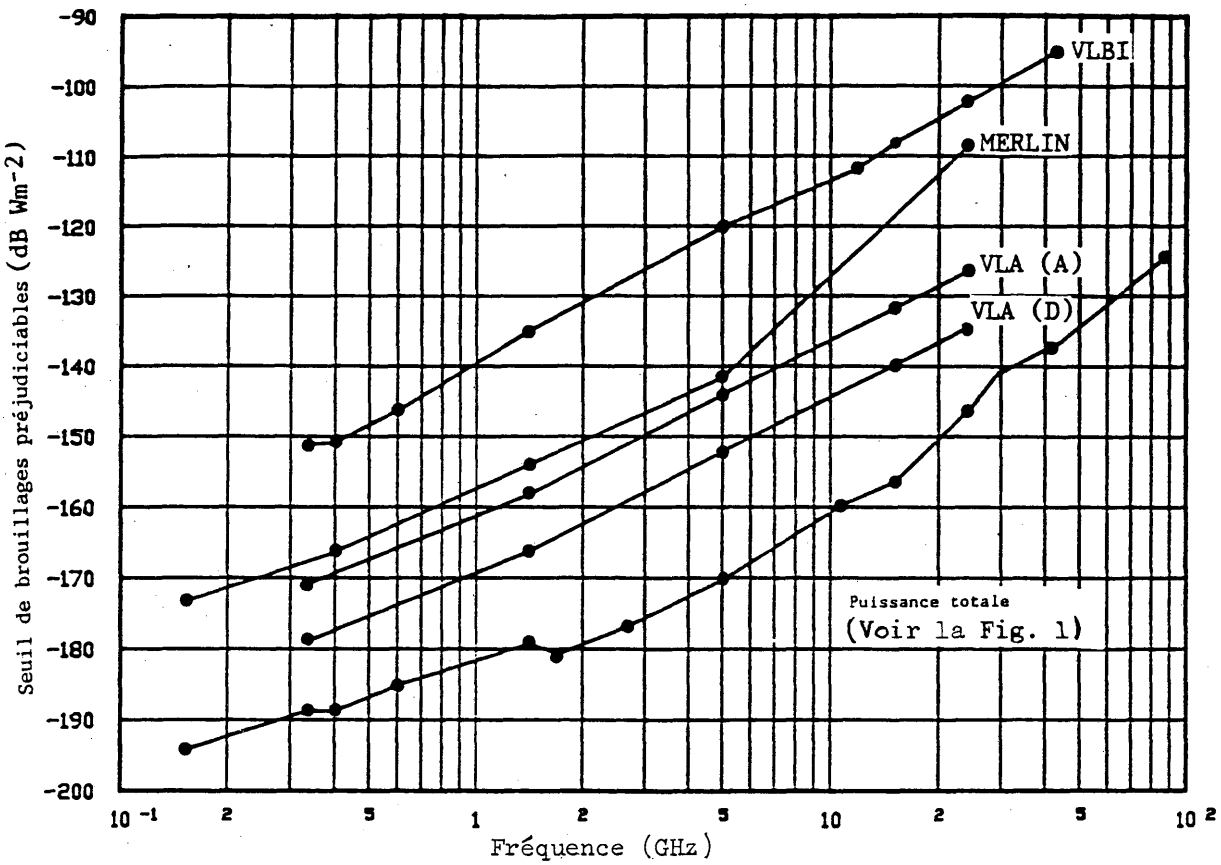


FIGURE 2 - Seuils de brouillage préjudiciable pour plusieurs types de radiotéléscopes

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

GIOVANELLI, R., CHINCARINI, G. L. et HAYNES, M. P. [15 juillet 1981] The HI content of galaxies in the Hercules supercluster: evidence for sweeping. *Astrophys. J.*, Vol. 247, 2, 383-402.

HIGGS, L. A., DOHERTY, L. H. et MacLEOD, J. M. [janvier 1979] Observations of 85α recombination lines from M 16. *Astron. J.*, Vol. 84, 1, 77-85.

KRAUS, J. D. [1966] *Radio Astronomy*, MacGraw Hill, New York, NY, Etats-Unis d'Amérique.

THOMPSON, A.R., MORAN, J.M. et SWENSON, G.W., Jr. [1986] Interferometry and synthesis in radio astronomy (John Wiley, New York); Chapitre 14.

WADE, C. M. et HJELLMING, R. M. [1er février 1971] Detection of radio emissions from Antares. *Astrophys. J.* (Lett.), Vol. 163, L105-L106.

WEILER, K. W., VAN DER HULST, J. M., SRAMEK, R. A. et PANAGIA, N. [1er février 1981] S.M. 1979c – a radio supernova. *Astrophys. J.* (Lett.), Vol. 243, 3, L151-L156.

RAPPORT 696-2*

POSSIBILITÉS DE PARTAGE DES BANDES DE FRÉQUENCES ENTRE LE SERVICE DE RADIOASTRONOMIE ET D'AUTRES SERVICES

(Question 5/2; Programme d'études 5A/2)

(1978-1982-1990)

1. Introduction

1.1 Les caractéristiques du service de radioastronomie sont décrites dans le Rapport 852. Le Rapport 224 contient les calculs des niveaux de brouillage préjudiciable. Les données contenues dans ces deux Rapports sont appliquées ici à l'examen du partage des bandes de fréquences entre le service de radioastronomie et d'autres services. En premier lieu, on examinera le partage en termes généraux et l'on donnera quelques exemples de problèmes qui se posent à cet égard. On procèdera ensuite à un examen quantitatif du partage en commençant par les critères de protection, suivi par l'application de ces critères au partage géographique. L'analyse du brouillage émanant d'un émetteur situé en visibilité directe d'un observatoire de radioastronomie fait apparaître la difficulté du partage avec un service spatial ou avec un service de Terre comportant des émetteurs aéroportés. Enfin, on fera un examen cas par cas des problèmes de partage dans chacune des bandes de moins de 40 GHz dont l'intérêt pour la radioastronomie est reconnu dans le Règlement des radiocommunications.

1.2 Avant de passer à l'étude des conditions dans lesquelles peut se produire un brouillage préjudiciable, il est utile de savoir si le service de radioastronomie peut tolérer un tel brouillage. La réponse ne peut manquer d'être quelque peu subjective. Bien des radioastronomes répondraient qu'ils ne peuvent en aucun cas tolérer un brouillage supérieur aux niveaux spécifiés dans le Rapport 224. Pourtant, beaucoup d'entre eux font un excellent travail dans les intervalles entre des rafales de brouillage intense. La meilleure réponse est vraisemblablement que l'on peut parfois tolérer un brouillage intense, reconnaissable s'il se produit en courtes rafales pendant une petite proportion seulement du temps d'observation total, mais que le brouillage le plus insidieux, pour le service de radioastronomie, est celui d'un niveau tout juste inférieur au seuil de reconnaissance, s'il se manifeste pendant une notable proportion du temps. Dans ce cas, il peut être impossible de déceler qu'un brouillage s'est produit, même lors d'un examen ultérieur des données, ce qui peut entraîner une interprétation erronée de ces dernières.

1.3 Le brouillage causé à la radioastronomie par le rayonnement non essentiel d'émetteurs fonctionnant dans d'autres bandes et les problèmes de brouillage dans les bandes adjacentes constituent des facteurs importants, susceptibles de réduire l'efficacité de l'emploi du spectre radioélectrique. Ces questions ne sont pas traitées en détail dans le présent Rapport, bien que le problème soit brièvement mentionné. On en trouvera une discussion détaillée dans le Rapport 697.

2. Remarques générales concernant le partage

2.1 Les observatoires de radioastronomie sont généralement installés dans des emplacements spécialement choisis pour que les brouillages causés par d'autres services soient réduits à un minimum. Ces emplacements sont en général situés à une très grande distance des sources de brouillages de Terre les plus importantes et sont souvent protégés par des hauteurs de terrain avoisinantes. Cette protection de l'observatoire, à laquelle s'ajoute la protection que procure la courbure de la Terre, permet le partage avec des émetteurs de Terre à condition que la puissance émise soit faible et que la séparation géographique soit suffisante. Toutefois, les systèmes qu'utilisent les radioastronomes étant très sensibles, de grandes séparations sont en général nécessaires. Les signaux propagés par diffusion troposphérique peuvent provoquer des niveaux de brouillages préjudiciables à de grandes distances et pendant une grande partie du temps. Lorsque les conditions météorologiques donnent lieu à une propagation troposphérique anormale, la distance en deçà de laquelle des émetteurs installés au sol peuvent causer des brouillages risque d'être portée à plusieurs centaines de kilomètres mais, dans la plupart des parties du monde, de telles conditions ne se rencontrent que rarement.

---

* Le présent Rapport est soumis à la Commission d'études 5 en vue d'en obtenir des commentaires au sujet des données de propagation qu'il contient. Ce Rapport est également soumis aux Commissions d'études 1, 4, 8, 9 et 11.

2.2 Les émetteurs transportés à bord d'aéronefs, d'engins spatiaux ou de ballons peuvent demeurer en visibilité directe d'un observatoire jusqu'à de très grandes distances. Cela réduit à néant les avantages découlant du choix soigneux de l'emplacement de l'observatoire et de l'affaiblissement dû à la courbure de la Terre. On verra dans le § 5 que le partage n'est généralement pas possible quand l'émetteur brouilleur se trouve en position de visibilité directe par rapport à l'antenne de radioastronomie.

2.3 En ondes décamétriques, un signal brouilleur reçu s'est presque toujours propagé à travers l'ionosphère. Dans ce cas également, le choix de l'emplacement de l'observatoire et la courbure de la Terre ne procurent aucune protection. Si la fréquence de travail est inférieure à quatre fois environ la fréquence critique de la couche F, on peut subir des brouillages de la part d'un émetteur situé n'importe où sur la Terre. Les problèmes particuliers que posent les brouillages à des fréquences inférieures à 20 MHz sont exposés dans le Rapport 699. On trouve quelques renseignements détaillés au § 7.4 du présent Rapport.

2.4 La réflexion sur un aéronef est une source possible de brouillage gênant dans une bande partagée, même si l'émission provient d'une station de Terre éloignée; des brouillages peuvent aussi se produire par réflexion sur des satellites à basse altitude. Cependant, comme un corps réfléchissant considéré isolément ne joue le rôle de réflecteur que pendant un court instant, la gêne occasionnée par des brouillages de cette origine dépend de l'intensité de la circulation aérienne ou spatiale. Du fait des opérations spatiales, il y a un grand nombre d'objets métalliques en orbite autour de la Terre. Le § 2.4 du Rapport 696-1 (Dubrovnik, 1986) donne des exemples typiques de brouillage dû à des réflexions sur des aéronefs ou sur des satellites placés en orbite basse.

2.5 Pour certaines catégories de mesures radioastronomiques dans des bandes partagées, des réflexions sur la Lune d'émissions de stations de Terre peuvent causer des brouillages intenses. La Lune intéresse beaucoup la radioastronomie, et cela pour deux raisons essentielles. La première est que la forme et le mouvement de la Lune sont connus, de sorte que l'observation de l'occultation de radiosources par la Lune fournit une méthode précise pour déterminer leur position angulaire et, dans certains cas, leur dimension. L'occultation d'une radiosource déterminée par la Lune n'a lieu que très rarement, et il importe qu'il ne se produise pas de brouillage préjudiciable pendant ces occultations. La Lune peut servir également de source d'étalonnage, car on connaît avec précision sa température effective dans toute une gamme de fréquences.

Dans les deux applications, le lobe principal du radiotélescope est dirigé vers la Lune, aussi les signaux observés courent-ils un risque particulier d'être brouillés par des signaux réfléchis sur cet astre. En conséquence, l'irradiation, intentionnelle ou non, de la Lune par des émetteurs de Terre fonctionnant dans les bandes de fréquences utilisées en radioastronomie peut causer des brouillages préjudiciables.

2.6 Outre les mécanismes énumérés ci-dessus, un certain nombre d'autres mécanismes de propagation peuvent causer des brouillages graves au service de radioastronomie, par exemple les réflexions sur la couche E sporadique et sur des traînées de météores ainsi que la diffusion due à des électrons libres dans l'ionosphère. Ces mécanismes affectent les ondes métriques. Les deux premiers peuvent causer des brouillages graves, mais ils sont rares. Quant à la diffusion ionosphérique, il faudrait des émissions de grande puissance pour qu'elle provoque des niveaux de brouillages préjudiciables. Tous ces mécanismes se manifestent à de grandes distances. En ondes centimétriques et millimétriques, la diffusion par une forte pluie peut produire des brouillages alors que l'émetteur et l'observatoire sont très éloignés l'un de l'autre. Dans la plupart des climats, ce type de précipitation ne se produit pas assez souvent pour être très préoccupant.

3. Critères de protection pour le service de radioastronomie

3.1 Un critère de protection important pour la radioastronomie est le niveau de puissance du brouillage considéré comme préjudiciable. Des valeurs sont indiquées à ce sujet dans le Tableau I du Rapport 224 pour les observations du continuum et dans le Tableau II pour les observations sur raies spectrales. Dans chaque cas, ces niveaux sont indiqués pour des bandes de fréquences dans lesquelles la radioastronomie bénéficie d'une certaine protection, stipulée par le Règlement des radiocommunications. Les valeurs indiquées pour le brouillage préjudiciable (exprimées sous forme de la puissance en dBW à l'entrée du récepteur) dans la colonne 7 des Tableaux I et II du Rapport 224, sont adoptées dans le présent Rapport.

3.2 Un deuxième critère relatif à la protection du service de radioastronomie concerne la fraction de l'ensemble du ciel dans laquelle les observations de radioastronomie doivent être protégées. Ce facteur est étudié au § 3 du Rapport 224. Dans le cas des brouilleurs fonctionnant sur la surface de la Terre, on adopte la valeur 0 dB pour le gain de l'antenne de radioastronomie dans la direction de l'horizon. On adopte cette valeur pour faire en sorte que les signaux brouilleurs potentiels ne causent pas de brouillages préjudiciables aux observations effectuées sous des angles de site supérieurs à 19° (voir la Recommandation 509). Ce même gain d'antenne de 0 dB est acceptable pour les

brouillages causés par des émetteurs d'aéronefs ou de satellite sur orbite basse. En revanche, dans le cas des brouillages causés par des satellites géostationnaires, il faut utiliser une valeur de +15 dB comme gain de l'antenne de radioastronomie pour permettre les observations à 5° de l'orbite des satellites géostationnaires (voir le § 3.3 du Rapport 224 et le § 2.2.1.1 du Rapport 697).

3.3 Un troisième critère dont il doit être tenu compte réside dans le pourcentage du temps pendant lequel un niveau de brouillage préjudiciable peut être dépassé sans entraîner de graves perturbations pour le fonctionnement du service. Ce facteur n'est pas envisagé dans le Rapport 224, ni dans aucun autre texte du CCIR se rapportant à la radioastronomie. Dans le présent Rapport, on a choisi un même pourcentage pour tous les cas, bien qu'il soit clair que certaines observations sont plus sensibles que d'autres à des brouillages de courte durée. Quand les critères de protection ne sont pas inutilement rigoureux, il en résulte une meilleure efficacité de l'utilisation du spectre radioélectrique. Par conséquent, on a admis ici que les seuils de brouillage préjudiciable indiqués dans le Rapport 224 peuvent être dépassés pendant 10% du temps au maximum. Le dépassement de cette valeur est suffisamment rare pour que les observations subissant un brouillage se distinguent nettement de celles qui ne sont pas affectées et, en même temps, le pourcentage retenu n'entraîne pas une pénalité exorbitante si l'on doit répéter les observations. Au cours des périodes de brouillage dû aux signaux propagés par diffusion troposphérique, des observations pour lesquelles la sensibilité est inférieure de 10 ou 15 dB à celle des observations dans le cas de bruit limité ont encore une bonne chance d'être réussies. De forts brouillages se produisant seulement pendant 10% du temps du fait que les émissions sont limitées à ce pourcentage de temps, seraient inacceptables. Au cours des périodes de brouillage, il ne serait pas possible d'effectuer des observations dont la sensibilité serait plus basse. Il convient de noter que les caractéristiques détaillées du brouillage et leur relation avec le type d'observation radioastronomique effectuée devront être prises en considération.

3.4 Il faut souligner que, pour certains types d'observation, un pourcentage d'échec de 10%, sous l'effet du brouillage, impose de graves limitations au radioastronome. Dans certains cas, il est souhaitable que le pourcentage de réussite probable soit élevé, car l'observation est difficile ou impossible à répéter. On peut donner comme exemple l'observation d'une occultation lunaire. Avant que la Lune revienne à la même position dans le ciel, de façon qu'on puisse recommencer l'observation, il faut parfois attendre jusqu'à 19 ans. D'autres types d'observation nécessitent des mesures simultanées à partir de plusieurs emplacements et la réussite en chaque point conditionne le succès de l'ensemble. C'est par exemple le cas de l'interférométrie à très longue base (VLBI). Les observations sont effectuées simultanément par plusieurs observatoires distants de centaines, voire de milliers de kilomètres. L'expérience serait gravement compromise si le brouillage rendait inutilisables les observations réalisées dans un seul d'entre eux. Quand un observatoire éprouve des difficultés de ce type, il est nécessaire d'adopter, au niveau national, des arrangements spéciaux pour certaines fréquences et à certaines époques.

3.5 Les trois critères de protection considérés ci-dessus sont tous en rapport direct avec le partage géographique: autrement dit, il s'agit d'assurer l'espacement géographique de deux services pour qu'ils puissent l'un et l'autre travailler sur la même fréquence et au même instant. Lors du partage entre certains services, on obtient une protection complémentaire en utilisant des polarisations croisées. Cette technique de protection n'est pas applicable en radioastronomie car certaines observations exigent précisément le recours à plusieurs polarisations. Il peut y avoir aussi une grande différence entre la polarisation des émissions provenant des lobes latéraux éloignés d'une antenne et celle du faisceau principal. De ce fait, il est possible qu'il n'y ait pas de diminution du brouillage causé à une observation faite avec une polarisation orthogonale à celle du service brouilleur.

3.6 Il convient de noter que, sauf rares exceptions, un partage avec le service de radioastronomie n'est possible qu'avec une séparation géographique considérable. Les bandes attribuées à la radioastronomie sont trop étroites pour permettre l'assignation de différentes parties d'une bande partagée aux différents services. Toute diminution de la largeur de bande réduit la sensibilité des observations. Le partage dans le temps est d'un usage limité et n'a pas encore figuré comme élément d'un programme élargi d'observation. Bien qu'il n'existe pas de mécanisme international pour le partage dans le temps, un système de partage dans le temps a été proposé pour résoudre un problème spécifique de brouillage aux Etats-Unis d'Amérique (voir le § 7.13.2 et le Rapport 159). Il est cependant possible de recourir à un partage dans le temps limité, de façon à permettre des observations spéciales en un emplacement de radioastronomie, et cette méthode est effectivement indispensable à certaines occasions, par exemple pour les observations d'une occultation lunaire, mentionnées dans un paragraphe précédent.

3.7 Dans la suite du présent Rapport, le seul critère de partage envisagé est le partage géographique.

4. Relations fondamentales pour le calcul de la séparation géographique nécessaire pour le partage

4.1 Pour que le partage géographique soit efficace, il faut que l'émetteur brouilleur et le récepteur brouillé soient séparés par une distance suffisante pour que le brouillage tombe à un niveau qui n'est pas considéré comme préjudiciable. En appliquant les critères exposés dans la section précédente, il faut que l'affaiblissement sur cette distance suffise à réduire le niveau du signal reçu au-dessous du niveau approprié indiqué dans le Tableau I ou le Tableau II du Rapport 224 pendant la totalité moins 10% du temps. Le Rapport 382 définit un affaiblissement de transmission de référence $L_b(p)$ par la relation ci-dessous:

$$L_b(p) = P_t + G_t + G_r - P_r(p) \quad (1)$$

où

$L_b(p)$: affaiblissement de transmission de référence minimal admissible (en dB) pendant p% du temps; l'affaiblissement de transmission effectif doit dépasser cette valeur pendant (100 − p)% du temps;

P_t : puissance transmise (en dBW) dans la largeur de bande de référence, la mesure se faisant à l'entrée de l'antenne;

G_t : gain (en dB, par rapport à une antenne isotrope) de l'antenne d'émission;

G_r : gain (en dB, par rapport à une antenne isotrope) de l'antenne de réception dans la direction de l'émetteur;

$P_r(p)$: puissance de brouillage maximale (en dBW) admissible dans la largeur de bande de référence, qui ne doit pas être dépassée pendant plus de p% du temps au maximum à l'entrée du récepteur.

En utilisant les critères de protection de la section précédente, G_r = 0 dB, p = 10% l'équation (1) se simplifie:

$$L_b(10) = P_t + G_t - P_r(10) \quad (2)$$

où P_r a la valeur indiquée dans la colonne 7 du Tableau I ou ——— du Tableau II du Rapport 224.

Dans le cas ——— de la transmission en visibilité directe, L_b a une forme analytique simple et l'équation (2) peut se mettre sous la forme:

$$20 \log (4\pi d) - 20 \log (\lambda) = P_t + G_t - P_r \quad (3)$$

où

d : distance en mètres entre l'émetteur et le récepteur,

λ : longueur d'onde, en mètres.

——— Il convient de noter que le signal en visibilité directe ne varie pas et que le critère de pourcentage de temps n'est pas approprié.

5. Partage dans le cas de la visibilité directe

5.1 Il est rarement possible en radioastronomie de parvenir à un partage satisfaisant avec un autre service dont les émetteurs sont en visibilité directe de l'observatoire. La Fig. 1 fait ressortir cet aspect. A partir des équations (3) et (4), on a calculé pour deux distances de séparation la valeur maximale possible pour la p.i.r.e. sans que le service de radioastronomie subisse de brouillage préjudiciable. ———

——— La première distance correspond à peu près à la distance maximale pour une station de Terre en visibilité directe. C'est la distance de l'horizon pour un émetteur aéroporté situé à une hauteur de 20 000 m. La seconde distance est fondée sur la distance de l'orbite des satellites géostationnaires; elle est donc représentative de la distance maximale de la plupart des émetteurs situés à bord d'un engin spatial qui n'effectue pas de missions dans l'espace lointain. On trouvera dans l'Annexe I la description d'un cas particulier de partage avec un engin spatial effectuant des missions dans l'espace lointain dans des bandes de fréquences non attribuées au service de radioastronomie.

Les niveaux de brouillage préjudiciable indiqués dans le Tableau I du Rapport 224 sont utilisés dans le cas d'un émetteur de Terre; comme indiqué au § 3.2, une protection supplémentaire de 15 dB est nécessaire contre les signaux provenant des émetteurs de satellite afin de permettre des observations à 5° de l'orbite des satellites géostationnaires. Les courbes sont valables dans le cas d'une atmosphère sèche, par temps clair.

5.2 Il ressort clairement de la Fig. 1 que le partage avec un émetteur de Terre en visibilité directe n'est probablement pas possible aux fréquences inférieures à 10 GHz par suite des fortes limitations que le partage imposerait à la p.i.r.e. de l'émetteur. Même pour les fréquences allant jusqu'à 40 GHz, il faut, soit que la puissance de l'émetteur se mesure en milliwatts, soit faire en sorte que l'antenne de l'émetteur assure une discrimination élevée dans le sens de l'observatoire, afin que le partage soit possible. Pour les émetteurs spatiaux dont la puissance habituelle dépasse 1 W, le partage est impossible même en dehors de la zone de couverture de l'antenne de l'engin spatial, pour les fréquences allant jusqu'à environ 20 GHz. Entre 20 GHz et 50 GHz, le partage n'est guère possible dans la zone de couverture de l'antenne de l'engin spatial.

5.3 Pour les émetteurs embarqués sur des satellites dont les hauteurs d'orbite sont inférieures à 6 400 km, on imposerait à la p.i.r.e. la condition d'être comprise entre les courbes A et B.

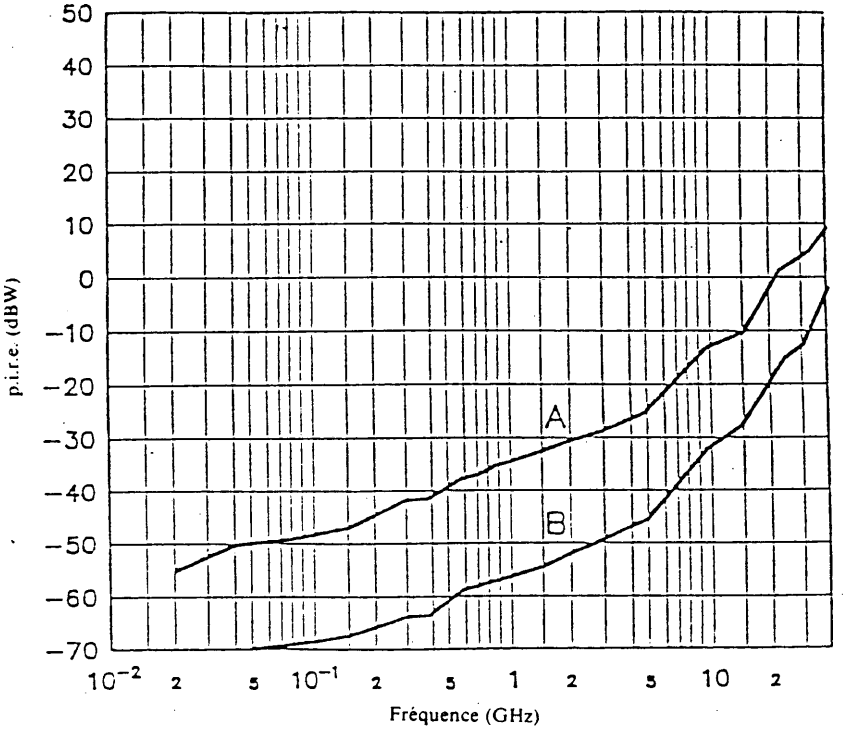


FIGURE 1

P.i.r.e. au-dessus de laquelle le partage entre le service de radioastronomie et les services actifs dont les émetteurs sont situés dans un observatoire de radioastronomie en visibilité directe est impossible

Les largeurs de bandes pour la p.i.r.e. de l'émetteur et pour le récepteur de radioastronomie sont celles qui sont attribuées au service de radioastronomie.

Courbes A : émetteur spatial géostationnaire
B : émetteur de Terre situé à 600 km

6. Partage avec les services de Terre au-delà de l'horizon

6.1 Le § 7 contient un bref exposé de la situation de partage devant laquelle se trouve le service de radioastronomie dans chacune des bandes de fréquences inférieures à 40 GHz lorsque le Règlement des radiocommunications reconnaît dans ces bandes l'intérêt de la radioastronomie. Dans nombre de ces bandes, on a procédé par calcul à la détermination de la distance de séparation nécessaire pour protéger la radioastronomie contre le brouillage émanant d'un système actif fictif exploité dans la bande.

On commence par calculer la valeur minimale admissible de l'affaiblissement de transmission de référence, $L_b(10)$, en appliquant l'équation (2) où $P_r(10)$ est tiré de la colonne 7 des Tableaux I et II du Rapport 224 pour, respectivement, les observations du continuum et celles des raies spectrales.

Les valeurs de P_t et G_t sont associées au système fictif choisi pour le partage de

la bande avec la radioastronomie. On a essayé de choisir un système actif représentatif de la source de brouillage la plus probable dans une bande donnée. Toutefois, dans certaines bandes, la diversité des systèmes utilisés dans les différentes parties du monde fait qu'il n'y a pas qu'un seul système représentatif.

P_t est la puissance émise par le service actif dans la largeur de bande B_r du récepteur de radioastronomie. Si la puissance émise P_T est répartie sur une largeur B_t où $B_t > B_r$, on obtient alors:

$$P_t(\text{dBW}) = P_T(\text{dBW}) - 10 \log (B_t/B_r) \qquad \text{pour } B_t > B_r \tag{4}$$

dans l'hypothèse où la puissance de l'émetteur a une densité spectrale uniforme. Lorsque la largeur de bande d'un émetteur unique est inférieure à celle du récepteur de radioastronomie, un certain nombre de voies d'émission peuvent être occupées dans la bande du récepteur. Il est en effet peu probable que toutes ces voies fonctionnent en même temps et à la même distance, et l'on a pris une décision arbitraire en ce qui concerne le nombre d'émetteurs en jeu (voir le Tableau I).

6.2 La distance de séparation qui donne l'affaiblissement de transmission de référence nécessaire dépend du mécanisme de propagation. Dans les bandes 13 MHz, 25 MHz et 38 MHz environ attribuées à la radioastronomie, il y a prédominance des réflexions ionosphériques, dont les effets sont décrits dans les § 7.4 et 7.5. Aux fréquences plus élevées, le mécanisme de propagation qui est le principal responsable des signaux brouilleurs au niveau de 10% est la diffusion troposphérique. Pour les fréquences comprises entre 74 MHz et 40 GHz, on a calculé les distances de séparation à l'aide du Rapport 238-5, en tenant compte des modifications appropriées indiquées au § 4 du Rapport 569-3. On ignore si cette méthode convient pour les fréquences supérieures à 12 GHz; dans le présent Rapport, elle a cependant été appliquée aux fréquences allant jusqu'à 40 GHz, faute d'une autre méthode dans la documentation de la Commission d'études 5.

6.3 Le Rapport 238-5 définit un certain nombre de climats qui ont une influence sur l'intensité du signal de diffusion troposphérique. Les calculs mentionnés ici se rapportent aux climats 2, 6 et 7a (continental sub-tropical, continental tempéré et maritime tempéré au-dessus du sol), qui donnent des résultats pratiquement identiques pour le pourcentage de temps considéré, soit 10%. Les autres climats terrestres (type 1 équatorial, type 4 désertique et type 8 polaire) conduisent à des distances de séparation plus faibles. Des séparations plus grandes sont nécessaires pour la transmission au-dessus d'une étendue d'eau. La plupart des observatoirs sont suffisamment éloignés de la mer ou, s'ils sont proches de la mer, subissent des brouillages qui viennent de la Terre. Il existe cependant quelques observatoirs pour lesquels des trajets maritimes devraient être pris en compte dans la plupart des cas de brouillage, et d'autres pour lesquels de tels trajets devraient être pris en compte dans une gamme limitée d'azimuts. Dans ces cas, la distance de séparation serait plus grande que celle indiquée dans le présent Rapport, la différence pouvant aller jusqu'à 200 km.

6.4 Il est nécessaire de faire quelques hypothèses complémentaires sur la nature de la station de radioastronomie. Dans chaque cas, on admet que l'antenne est située à 25 m au-dessus du sol. Les résultats obtenus ne dépendent d'ailleurs pas beaucoup de cette hypothèse. Comme la plupart des stations de radioastronomie sont implantées de façon à diminuer les problèmes de brouillage, on peut valablement admettre que l'horizon local est situé au-dessus du plan horizontal. Les résultats de deux séries de calcul sont présentés, l'une dans le cas d'une station modérément bien protégée où l'angle de site de l'horizon vaut 1°, et l'autre pour un emplacement bien protégé où cet angle vaut 4°.

7. Considérations de partage pour la plupart des bandes de radioastronomie au-dessous de 40 GHz

7.1 On trouvera ci-dessous une brève description de la situation de partage dans chacune des bandes inférieures à 40 GHz qui sont attribuées à la radioastronomie (Tableau d'attribution des bandes de fréquences dans le Règlement des radiocommunications). On a calculé, pour la plupart des bandes, une distance de séparation nécessaire pour le partage entre un circuit fictif de référence et un récepteur de radioastronomie (voir les § précédents). Les détails relatifs au partage sont résumés dans les Tableaux I et II.

7.2 Le Tableau I donne les valeurs des paramètres de partage qui déterminent l'affaiblissement de transmission minimal nécessaire pour le partage. Il comprend les colonnes suivantes:

Colonne

1) Bandes de fréquences attribuées à la radioastronomie pour lesquelles les calculs ont été faits.

2) Service dans lequel fonctionne l'émetteur brouilleur (F: fixe; M: mobile, B: radiodiffusion, R: radiolocalisation; FS(E-S): satellite du service fixe émettant dans le sens Terre vers espace) ; STM (E-S) - satellite mobile terrestre (Terre vers espace).

3) Puissance de l'émetteur en décibels par rapport à 1 W.

4) Gain de l'antenne d'émission dans la direction de l'observatoire de radioastronomie.

5) p.i.r.e. de l'émetteur dans cette même direction.

6) Largeur de bande des émissions d'un émetteur.

7) Nombre supposé d'émetteurs émettant simultanément dans la largeur de bande du récepteur de radioastronomie.

8) Type d'observation radioastronomique: "C" observation du continuum, "SL" observation d'une raie spectrale.

9) Niveau de puissance du brouillage préjudiciable dans le récepteur; la colonne 7 des Tableaux I et II du Rapport 224 indique ce niveau pour, respectivement, les observations du continuum et celles de raies spectrales.

10) Largeur de bande du récepteur, indiquée dans les Tableaux susmentionnés.

11) Affaiblissement de transmission nécessaire, calculé à l'aide des équations (2) et (4).

TABLEAU I - Paramètres de partage

Fréquence	Emetteur brouilleur supposé						Récepteur de radioastronomie supposé			Affaiblissement de transmission nécessaire
(MHz)	Service	P_t dBW	G_t dB	p.i.r.e. dBW	B_t MHz	No.	C/SL	P_r dBW	B_r MHz	L dB
1)	2)	3)	4)	5)	6)	7)	8)	9)	10)	11)
13	F			10	0,01	1	C	-185	0,05	195
25	F			10	0,01	1	C	-188	0,12	198
38	F	13	3	16	0,02	5	C	-190	0,50	213
74	F	15	10	25	0,03	7	C	-195	1,6	228
150	M	14	0	14	0,03	10	C	-199	2,95	223
327	M	14	0	14	0,03	15	C	-201	6,60	227
408	M	14	4	18	0,025	12	C	-203	3,9	232
610	B			40	6,0	1	C	-202	6,0	242
1420	R	27	0	27	0,50	1	C	-205	27,0	232
	R	27	0	27	0,50	1	SL	-220	0,02	233
1665	F	7	38	45	3,5	1	SL	-220	0,02	243
	F	7	0	7	3,5	1	SL	-220	0,02	205
	SMT(E-S)	-	-	0	0,004	1	SL	-220	0,02	220
	F	7	38	45	3,5	2	C	-207	10,0	255
	F	7	0	7	3,5	2	C	-207	10,0	217
2700	F	10	0	10	10	1	C	-207	10,0	217
4830	F	10	48	54	40	1	SL	-218	0,05	243
	F	10	0	10	40	1	SL	-218	0,05	199
5000	F	10	48	54	40	1	C	-207	10,0	255
	F	10	0	10	40	1	C	-207	10,0	211
10600	F	7	44	51	100	1	C	-202	100	253
	F	7	0	7	100	1	C	-202	100	209
14500	FS(E-S)	27	0	27	50	1	SL	-214	0,15	216
15400	FS(E-S)	27	0	27	50	1	C	-202	50	229
22200	F	-7	45	38	50	1	SL	-210	0,25	225
24000	F	-7	45	38	50	4	C	-195	400	239
31000	F	-10	45	35	100	2	C	-195	500	233

7.3 Le Tableau II donne les distances de séparation calculées pour les situations du Tableau I. Le § 6 décrit la méthode utilisée pour déterminer les distances qui ramènent le brouillage à un niveau acceptable pour le service de radioastronomie. Pour les distances de séparation inférieures à 100 km, le mécanisme de propagation dominant est la diffraction plutôt que la diffusion troposphérique. Il faut avoir une connaissance détaillée du terrain pour calculer la distance de séparation. Le Tableau II comprend les colonnes suivantes:

Colonne

1) Bandes de fréquences attribuées à la radioastronomie pour lesquelles les calculs ont été faits.

2) Valeurs de l'affaiblissement de transmission nécessaire, tirées de la colonne 11 du Tableau I.

3) Distance de séparation nécessaire pour éviter que des brouillages préjudiciables soient causés à des observations de radioastronomie dans un observatoire où l'angle de site de l'horizon est de 0°.

4) Comme pour 3) mais avec un angle de site d'horizon de 1°.

5) Comme pour 3) mais avec un angle de site d'horizon de 4°.

6) Modification marginale de la distance de séparation par rapport à la modification de l'affaiblissement de transmission nécessaire. La variation de cette distance est donnée pour une variation de 10 dB de l'affaiblissement de transmission. Les distances de séparation peuvent être ajustées pour des modifications du système d'émission utilisé. Les limites d'utilisation des chiffres de cette colonne sont indiquées par les astérisques.

7) Numéro des sous-paragraphes contenant des informations supplémentaires sur le partage dans cette fréquence.

TABLEAU II - Distances de séparation

Fréquence	Affaiblissement de transmission nécessaire, tiré du Tableau I	Distance de séparation			Δd	Remarques
		d(0°)	d(1°)	d(4°)	ΔL=10 dB	
MHz	dB	km	km	km	km/10 dB	
1)	2)	3)	4)	5)	6)	7)
13	195	>4000	>4000	>4000		7,4
25	198					
38	213	1040	930	700	150	7,5
74	228	1100	990	780	110	7,6
150	223	900	820	600	140	7,7
327	227	790	730	550	150	7,8
408	232	820	760	560	140	7,9
610	242	900	810	620	130	7,10
1420	232	600	525	370	140	7,12
	233	610	525	380	140	
1665	243	720	650	470	150	7,13
	205	320	250	100	100 (1)	
	220	440	390	260	100	
	255	900	810	610	120	
	217	410	360	230	100	
2700	217	370	290	160	100 (1)	7,14
4830	243	550	470	310	100	7,16
	199	170	<100	<100		
5000	255	710	630	450	120	7,16
	211	250	170	<100	100 (2)	
10.600	253	590	500	350	120	7,17
	209	190	100	<100	100 (2)	
14.500	216	220	120	<100	100 (2)	7,18
15.400	229	300	240	100	100 (1)	7,19
22.200	225	250	180	100	80 (1)	7,20
24.000	239	360	280	170	80 (1)	7,22
31.000	233	290	220	100	80 (1)	7.23

(1) Pour un angle de site de 4°, ce chiffre ne peut être utilisé que pour des valeurs positives de Δd et de ΔL.

(2) Pour un angle de site de 4°, ce chiffre ne peut être utilisé. Pour un angle de site de 1°, il ne peut être utilisé que pour des valeurs positives de Δd et de ΔL.

7.4 *Partage dans la bande 7: 13,36 à 13,41 MHz et 25,55 à 25,67 MHz*

7.4.1 Le Règlement des radiocommunications contient deux attributions pour le service de radioastronomie dans la bande 7. La bande 13 360 à 13 410 kHz est partagée avec le service fixe. La bande 25 550 à 25 670 kHz est désignée comme devant être à l'avenir une bande attribuée à la radioastronomie en exclusivité; mais, pendant une longue période transitoire, des stations du service fixe continueront de fonctionner dans cette bande.

7.4.2 Dans ces bandes, les radiocommunications reposent essentiellement sur les phénomènes de réflexion dans la région F de l'ionosphère, qui permettent une propagation à longue distance. Les observations de radioastronomie à partir de la Terre ne sont possibles que lorsque la densité électronique est suffisamment faible et relativement exempte d'irrégularités de l'ordre du kilomètre (Rapport 699).

7.4.3 Les conditions de l'ionosphère, qui affectent à la fois les observations de radioastronomie et la propagation par réflexion, varient avec l'heure, l'époque de l'année et l'activité solaire, ainsi qu'avec la latitude de l'observatoire. On peut distinguer trois situations en ce qui concerne le partage de la bande, selon les valeurs relatives de la fréquence d'observation ν_o et de la fréquence critique ν_c de la région F:

a) $\nu_o < \nu_c$: les observations à partir du sol sont impossibles, par suite du phénomène de réflexion totale dans l'ionosphère. La propagation par réflexion est possible;

b) $\nu_c < \nu_o < 4\,\nu_c$: des observations sont possibles à l'intérieur d'un cône défini par l'angle zénithal limite: $\varphi = \arccos \nu_c/\nu_o$ (Rapport 699); la propagation par réflexion est possible. Les observations de radioastronomie risquent de subir des brouillages arrivant sous un angle zénithal supérieur à φ. Un système qui rayonne 10 W à l'aide d'une antenne peu directive à 4000 km de distance cause un brouillage qui dépasse de plus de 100 dB les seuils de brouillage préjudiciable;

c) $\nu_o > 4\,\nu_c$: la propagation par réflexion n'est généralement pas possible. Les observations ne peuvent subir de brouillage que si ce dernier suit un trajet de propagation directe.

7.4.4 Pour l'attribution voisine de 13 MHz, il ressort du Tableau I du Rapport 699 que, même les années où l'activité solaire est proche de son minimum, la situation b) existe pendant au moins 50% du temps aux emplacements situés aux latitudes moyennes, de sorte que le partage n'est pas réaliste. La situation a) peut se présenter pendant quelques heures aux environs de midi aux époques d'activité solaire maximale.

7.4.5 Pour l'attribution au voisinage de 25 MHz, la situation c) peut exister pendant 80 à 90% du temps aux latitudes moyennes, sur une durée de quelques années au voisinage de la période d'activité solaire minimale. Cependant, si l'on effectue une moyenne sur la durée du cycle normal d'activité solaire, la situation b) se présente pendant plus de 20% du temps. Par conséquent, le partage est indésirable dans cette bande également.

7.5 *37,50 à 38,25 MHz*

7.5.1 Dans la bande des 38 MHz, la radioastronomie bénéficie d'une affectation de fréquences à titre secondaire dans le monde entier, et il est demandé aux administrations, dans un renvoi du Tableau d'attribution des bandes de fréquences, de prendre toutes les mesures pratiquement possibles pour protéger le service contre le brouillage préjudiciable. Le service fixe et le service mobile bénéficient dans cette bande d'une attribution à titre primaire. Bien que les systèmes qu'ils exploitent dans cette bande présentent des caractéristiques extrêmement variées, une puissance de 20 ou 30 W rayonnée par une antenne peu directive constitue une valeur représentative pour grand nombre d'entre eux. On a choisi une p.i.r.e. de 16 dBW pour le système type utilisé dans les calculs de brouillage. Les largeurs de bande classiques sont de l'ordre de 20 à 30 kHz et l'on suppose arbitrairement que 5 émetteurs fonctionnent dans la bande de 0,75 MHz attribuée à la radioastronomie.

7.5.2 La valeur élevée des distances de séparation nécessaires, même pour un site bien protégé, rend le partage difficile. En outre, il faut tenir compte de la propagation par réflexion sur les couches ionisées sporadiquement de la région E. La Recommandation 534 fournit les données. Sur des trajets de 1000 à 2500 km, l'affaiblissement de transmission de référence est, dans une grande partie du monde, inférieur à 213 dB pendant plus de 10% du temps au cours des mois d'été. Ce mode de propagation est beaucoup moins important pendant les mois d'hiver, et les considérations de partage sont dominées par le champ de diffusion troposphérique.

7.6 *73 à 74,6 MHz et 79,75 à 80,25 MHz*

7.6.1 Dans cette partie du spectre, les attributions de la radioastronomie diffèrent selon les régions. Les bandes en cause sont les bandes 73 à 74,6 MHz et 79,75 à 80,25 MHz, le partage se faisant avec le service fixe, le service mobile, le service de radionavigation aéronautique et le service de radiodiffusion. Etant donné cette diversité des services et les différences d'attributions selon les régions, aucun système unique ne peut caractériser le cas général. Cependant, on a choisi, comme étant représentatif du service fixe, un système de référence comportant un émetteur de 30 W alimentant une antenne ayant un gain de 10 dB. On a admis que l'antenne était placée à 10 m au-dessus du sol et que 7 émetteurs similaires fonctionnaient dans la bande, sensiblement à la même distance de l'observatoire. Les systèmes mobiles à faible puissance, dont la p.i.r.e. se situe entre 10 et 15 dBW, sont eux aussi souvent utilisés dans cette bande.

7.6.2 Avec une distance de séparation aussi importante que 780 km et dans le cas d'un site bien protégé, le partage avec la radioastronomie est difficile. Une difficulté supplémentaire tient à l'effet de la propagation par la couche E sporadique, encore que la Recommandation 534 indique que ce mécanisme a davantage de chances d'être important au niveau de 1% qu'au niveau de 10%.

7.7 150,05 à 153 MHz

Dans l'ensemble des trois Régions, les services fixe et mobile ont des attributions primaires. La radioastronomie a une attribution à titre primaire dans la Région 1, mais elle n'est pas reconnue ailleurs, à l'exception d'une attribution primaire en Australie et en Inde, introduite par un renvoi. Un système mobile à bande étroite a été choisi comme système de référence type. On suppose que dix émetteurs fonctionnent simultanément dans la bande attribuée à la radioastronomie.

7.8 322 à 328,6 MHz

Le service de radioastronomie a une attribution à titre primaire dans le monde entier, en partage avec les services fixe et mobile. Dans certaines zones du monde, des émetteurs de Terre à forte puissance risquent de causer des brouillages. En d'autres lieux, des émetteurs aéroportés pourraient être la source de brouillage la plus probable. Dans ce dernier cas, la Figure 1 indique qu'une station ayant une p.i.r.e. inférieure à 1 μW pourrait causer un brouillage à 600 km de distance si elle se trouve en visibilité directe. Le système fictif de référence utilisé pour les calculs de la distance de séparation est analogue à celui utilisé pour le service mobile à 150 MHz.

7.9 *406,1 à 410 MHz*

7.9.1 Dans la bande 406,1 à 410 MHz, la radioastronomie bénéficie d'une attribution à titre primaire, de même que le service fixe et le service mobile, sauf mobile aéronautique. Un système type du service mobile terrestre comporte une puissance d'émission de 25 W alimentant une antenne de faible gain, située à 10 m de hauteur. Avec une largeur de bande de 25 kHz, plus de 150 canaux sont exploitables dans la bande de 3,9 MHz de large. On admet que 12 seulement sont exploités au même moment et ne causent de brouillage que sur une faible portée.

Dans le service mobile, certains systèmes sont exploités avec une puissance d'émission beaucoup plus forte. Une puissance de 125 W n'est pas exceptionnelle.

7.10 *608 à 614 MHz*

7.10.1 Dans cette bande, la protection assurée à la radioastronomie contre les émissions de télévision à 610 MHz présente des niveaux différents dans les trois Régions. Comme des stations de télévision très puissantes peuvent être situées dans les canaux adjacents, le brouillage résultant de l'utilisation de canaux adjacents peut poser un problème. Il est examiné dans le Rapport 697. On envisagera ici uniquement le risque de brouillage dans le même canal causé par un émetteur de télévision exploité en partage.

7.10.2 Il existe dans le monde entier une grande variété de stations de télévision ayant des puissances d'émission et des hauteurs d'antenne très diverses. On trouvera ci-après une classification nationale des stations de télévision illustrant cette diversité:

Classe A: p.i.r.e. = 10 kW, hauteur d'antenne = 100 m
Classe B: p.i.r.e. = 100 kW, hauteur d'antenne = 150 m
Classe C: p.i.r.e. = 1000 kW, hauteur d'antenne = 300 m.

7.10.3 Le système de référence choisi pour le calcul de la distance de séparation est celui de la classe A indiquée ci-dessus. Même pour ce système à très faible puissance, les distances de séparation sont grandes et les systèmes des classes B et C, correspondant à des puissances et des hauteurs d'antenne supérieures, nécessiteraient des distances de séparation telles que cela éliminerait toute possibilité de partage.

7.11 *1330 à 1400 MHz*

7.11.1 La région du spectre située au voisinage de la longueur d'onde 21 cm (raie spectrale de l'hydrogène) est très importante pour la radioastronomie. Cette importance a été reconnue lorsque l'on a attribué à la radioastronomie, dans le monde entier, la bande 1400 à 1427 MHz pour des observations de la raie et du continuum exclusivement passives. Depuis quelques années, les observations de la même raie d'hydrogène, déplacée vers des fréquences plus basses par effet Doppler, ont pris de l'importance. Ce décalage vers les fréquences plus basses résulte des vitesses élevées auxquelles les galaxies lointaines s'éloignent de la galaxie où se trouve le Soleil. L'importance de ces observations du décalage de la raie d'hydrogène vers le rouge a été reconnue dans un renvoi du Tableau qui assure une certaine protection à la radioastronomie dans une bande située au-dessous de 1400 MHz. Dans cette bande, la radiolocalisation constitue un service primaire dans les Régions 2 et 3 et elle partage ce statut avec le service fixe et le service mobile dans la Région 1.

7.11.2 Un système type de radiolocalisation utilisé à des fins aéronautiques dans cette bande, est constitué par un radar au sol possédant une puissance de crête de 500 kW pendant les impulsions et un gain d'antenne de 34 dB. Si le récepteur de radioastronomie a une dynamique suffisante, ses possibilités ne sont pas dépassées par la puissance de crête du radar, et le paramètre important du point de vue du brouillage réside dans la puissance moyenne reçue par le récepteur de radioastronomie au cours de sa période d'intégration. Dans le cas d'un radar à balayage de 360°, la puissance moyenne émise en direction de l'observatoire de radioastronomie est du même ordre que la puissance moyenne de l'émetteur. La puissance réelle ainsi émise est une fonction du diagramme de rayonnement de l'antenne et de la nature du balayage. En admettant que le rapport d'impulsion du radar vaut 0,001, la puissance moyenne est égale à 500 W. La puissance de sortie du radar, soit 500 W, est supposée présenter une distribution uniforme sur 0,5 MHz (correspondant à une impulsion de 2 μs). Cela réduit la puissance dans une seule voie du récepteur de radioastronomie de 10 log (500/20) = 14 dB.

7.11.3 Il faut noter que la puissance de crête à l'entrée du récepteur vaut −142 dBW quand le brouillage moyen correspond exactement au seuil du brouillage préjudiciable. Ce niveau est supérieur d'environ 15 dB à la puissance de bruit du récepteur dans une bande de 0,5 MHz et des effets de non-linéarité risquent de rendre l'analyse non valable en termes de puissance moyenne, spécialement si plusieurs signaux radar sont présents dans la bande passante à l'entrée du récepteur.

7.11.4 Dans certains cas, des radars à compression d'impulsions remplacent le système décrit ci-dessus. Le partage peut en être facilité du fait que la puissance des impulsions est répartie sur une plus large gamme de fréquences et que la puissance de crête est réduite. Au § 7.11.2, il est indiqué que la puissance introduite dans une seule voie du récepteur de radioastronomie est réduite, d'après les calculs, de 14 dB parce que le signal du radar brouilleur est réparti sur 0,5 MHz. Avec un radar à compression d'impulsions, la réduction peut atteindre 24 dB. La diminution de la puissance de crête peut être de 10 dB ce qui réduit le problème de non-linéarité mentionné au § 7.11.3.

7.12 *1400 à 1427 MHz*

7.12.1 Il s'agit d'une bande exclusivement «passive» et il n'y a donc pas de brouillage entre la radioastronomie et les autres services qui partagent la bande. Les sources possibles de brouillage sont les émetteurs exploités dans les bandes adjacentes et les rayonnements non essentiels d'autres émetteurs extérieurs à la bande. La question est traitée dans le Rapport 697.

7.13 *1610,6 à 1613,8 MHz, 1660 à 1670 MHz et 1718,8 à 1722,2 MHz*

7.13.1 Ces trois bandes sont utilisées pour l'observation des raies spectrales du radical hydroxyle. La plus grande largeur de l'attribution 1660 à 1670 MHz permet de faire des observations de l'effet Doppler sur des raies de sources extragalactiques. Les conditions d'observation sont analogues, mais les problèmes de partage sont très différents. La bande 1660-1670 MHz est également utilisée pour les observations du continuum.

7.13.2 Dans la bande de 1 610,6 à 1 613,8 MHz, la radioastronomie a une attribution secondaire [renvoi 734]. Dans la bande plus large de 1 610 à 1 626,5 MHz, divers autres services ont des attributions. Le service de radionavigation aéronautique a une attribution primaire. Le service mobile aéronautique par satellite a une attribution primaire soumise aux procédures définies à l'article 14 [renvoi 733]. L'utilisation et la mise au point d'aides électroniques aéroportées pour la navigation aérienne et de toute autre installation associée, au sol ou à bord de satellites, ont une attribution assujettie aux dispositions de l'article 14 [renvoi 732]. Il est peu probable que le partage avec les émetteurs de satellite soit possible, comme on peut le lire ailleurs dans le présent rapport (§ 5 et Figure 1). Outre ce qui précède, le service de radiorepérage par satellite (Terre vers espace) a une attribution primaire dans la Région 2 et une attribution secondaire dans les Régions 1 et 3. Toutefois, le service de radiorepérage par satellite est requis dans les Régions 1 et 3 pour protéger la bande de radioastronomie de 1 610,6 à 1 613,8 MHz [renvoi 733E]. Aux Etats-Unis, un plan a été proposé pour protéger la radioastronomie dans la bande qui lui a été attribuée. Il est proposé de partager dans le temps la bande de fréquences à l'intérieur d'une zone protégée autour de l'observatoire radioastronomique. Le caractère particulier de cette proposition de partage dans le temps et les calculs des dimensions de la zone protégée sont décrits dans le Rapport 1126.

Les émissions à partir de satellites fonctionnant dans le service de radionavigation par satellite dans la bande de 1 559 à 1 610 MHz et, en vertu du renvoi 732, dans la bande de 1 610 à 1 626,5 MHz provoquent un brouillage préjudiciable à l'échelle mondiale et empêchent la saisie de données utiles pendant au moins la moitié du temps d'observation.

7.13.3 La bande de 1660 à 1670 MHz consiste en trois sous-bandes. Dans chacune d'elles, la radioastronomie a un statut primaire mais les services avec lesquels elle partage la bande sont différents. Dans la sous-bande principale, de 1660,5 à 1668,4 MHz, les services fixe et mobile, à l'exception du service aéronautique mobile, figurent au Tableau comme services secondaires, bien que le Renvoi 737 énumère quarante administrations où ces services bénéficient d'un statut primaire jusqu'en 1990. Il y a toute une gamme de systèmes fixes dans cette région du spectre. Un bon exemple en serait un système de faible capacité, d'une largeur de bande de 3,5 MHz, avec une puissance d'émission de 5 W et une antenne à gain de 38 dB.—Les distances de séparation ont été calculées aussi bien pour les observations du continuum que les observations des raies spectrales ainsi que pour des situations dans lesquelles les antennes du service fixe sont orientées vers l'observatoire ou dans des directions éloignées de l'emplacement de celui-ci.

La bande de 1 660 à 1 660,5 MHz est attribuée à titre primaire au service mobile terrestre par satellite (Terre vers espace). Il a également été prévu que les stations terriennes d'aéronef et de navire communiquent avec des stations spatiales dans le service mobile terrestre par satellite [renvoi 730A]. Il est probable que des stations terriennes d'aéronef demeurent dans la ligne de visée de l'observatoire radioastronomique sur une grande distance, ce qui rend le partage difficile. S'agissant de la station terrienne mobile terrestre par satellite, on a estimé qu'une p.i.r.e. moyenne de 0 dBW était représentative. Pour un brouilleur sur voie unique, on admet une largeur de bande de 4 kHz. Les distances de séparation ont été calculées et sont énumérées dans les Tableaux I et II. Les caractéristiques des stations terriennes des services mobiles terrestres par satellite sont reprises du Rapport 1182, qui comporte un examen approfondi du partage dans cette bande.

Le service des auxiliaires de la météorologie a une attribution primaire dans la bande 1 668,4-1 670 MHz et dans les bandes adjacentes au-dessus de 1 670 MHz. Les émissions à partir de ballons situés à des altitudes jusqu'à 30 km peuvent provoquer des brouillages au service de radioastronomie sur de grandes distances.

7.13.4 Dans la bande de 1718,8 à 1722,2 MHz, le service fixe a un statut primaire dans le monde entier; le service mobile a un statut primaire dans les Régions 2 et 3 et un statut secondaire dans la Région 1. La radioastronomie bénéficie d'un statut secondaire. Les distances de séparation requises pour protéger la radioastronomie des opérations du service fixe seraient très voisines de celles qui ont été indiquées pour la bande de 1660 à 1670 MHz dans le § 7.13.3

7.14 *2655 à 2700 MHz*

7.14.1 Dans la tranche supérieure de 10 MHz de cette bande, la radioastronomie a un statut primaire et l'on a essayé de créer une bande purement «passive». Toutefois, un renvoi confère à de nombreuses administrations des attributions supplémentaires pour les services fixe et mobile, à l'exception du service aéronautique mobile. Les distances de séparation calculées présentées dans le Tableau II sont fondées sur le partage avec un émetteur à faible puissance fonctionnant dans le service fixe.

7.14.2 Dans la bande de 2655 à 2690 MHz, la radioastronomie a un statut secondaire, le statut primaire allant aux services fixe et mobile et au service de radiodiffusion par satellite. Le service fixe par satellite est également présent dans le Tableau pour les Régions 2 et 3. Il est évident que si le service de radiodiffusion par satellite venait à exploiter cette bande, celle-ci deviendrait inutilisable pour la radioastronomie. La Fig. 1 montre que les lobes latéraux éloignés de l'antenne d'un émetteur de satellite géostationnaire d'une puissance de 30 mW (gain de 0 dB), peuvent causer un brouillage aux observations de radioastronomie effectuées dans des directions écartées de l'emplacement du satellite.

7.15 *3260 à 3267 MHz, 3332 à 3339 MHz et 3345,8 à 3352,5 MHz*

Dans le Renvoi 778 du Règlement des radiocommunications, les administrations sont instamment invitées à prendre toutes les mesures possibles pour protéger les observations de raies spectrales dans les trois bandes susmentionnées. Le radical CH est responsable des trois raies. L'attribution primaire du Tableau va au service de radiorepérage. On n'a pas fait de calcul pour déterminer la distance de séparation requise pour protéger la radioastronomie. Néanmoins, pour le partage avec les radars au sol, la situation est analogue à celle qui est décrite au § 7.11 pour la bande de 1330 à 1400 MHz mais l'affaiblissement de transmission de référence est supérieur de quelque 10 dB à la fréquence la plus haute. On se heurte à un problème de partage plus difficile si les radars sont aéroportés et situés en visibilité directe de l'observatoire, jusqu'à une distance d'environ 600 km.

7.16 *4800 à 5000 MHz*

7.16.1 Dans la bande de 4800 à 4990 MHz, la radioastronomie a un statut secondaire, le service fixe et le service mobile ayant la primauté. Toutefois, des renvois prévoient un traitement spécial pour les bandes 4825 à 4835 MHz et 4950 à 4990 MHz. La première de ces bandes est attribuée à l'observation du formaldéhyde dans l'espace interstellaire; un renvoi interdit son utilisation par le service aéronautique mobile et un autre renvoi invite instamment les administrations à prendre toutes mesures utiles pour protéger la radioastronomie. La bande 4950 à 4990 MHz est également interdite au service mobile aéronautique. A l'exclusion du service aéronautique, la situation du partage est analogue à celle qui est décrite dans le paragraphe qui suit.

7.16.2 La bande 4990 à 5000 MHz est attribuée au service de radioastronomie à titre primaire tout comme au service mobile et au service fixe, à l'exception du service aéronautique mobile. Les applications du service fixe dans cette bande consistent soit en systèmes de faisceaux hertziens à faible puissance, soit en systèmes de diffusion troposphérique. Par suite de la puissance moyenne très élevée qu'exige ce dernier type de système, le partage avec la radioastronomie est très difficile. Le problème de partage est plus facile avec les systèmes de faisceaux hertziens comportant, par exemple, une puissance d'émission de 10 W, une largeur de bande RF de 40 MHz et un gain d'antenne de 44 dB. Les distances de séparation ont été calculées pour le cas où l'antenne du service fixe est pointée vers l'observatoire de radioastronomie et pour le cas où elle est orientée dans une direction très écartée de l'emplacement de l'observatoire, avec un gain supposé de 0 dB. Le partage serait normalement possible si le faisceau hertzien était conçu de telle manière qu'on puisse éviter d'orienter l'antenne d'émission vers l'observatoire.

7.17 *10,6 à 10,7 GHz*

7.17.1 La radioastronomie bénéficie d'une attribution à titre passif dans la bande 10,68 à 10,70 GHz et elle bénéficie d'une attribution à titre primaire, au même titre que le service fixe et le service mobile, à l'exception du service aéronautique mobile, entre 10,60 GHz et 10,68 GHz. D'une manière générale, les systèmes en fonctionnement sont de faible puissance, à la fois dans le service fixe et le service mobile. A cette différence près que la diffusion troposphérique n'est pas employée à cette fréquence, la situation est pratiquement la même qu'à 5000 MHz. On a fait choix d'un système de référence comportant une puissance d'alimentation de 5 W et une antenne de 44 dB de gain. A distance égale, l'affaiblissement de transmission de référence à 10 GHz est supérieur de 8 à 9 dB à l'affaiblissement à 5 GHz. Le seuil de brouillage préjudiciable fixé dans le Rapport 224 est plus élevé de 2 dB. Si les antennes à gain élevé du service fixe ne sont pas directement pointées sur l'observatoire, le système peut fonctionner à partir de 115 km d'un observatoire bien protégé. Jusqu'à 510 km, il faut éviter que l'antenne soit dirigée vers l'observatoire. Pour de nombreux faisceaux hertziens fonctionnant sur cette fréquence, la puissance d'émission pourrait être de 1 W environ et l'affaiblissement de transmission requis pour le partage diminuerait alors de 7 dB.

7.18 *14,47 à 14,50 GHz*

7.18.1 La radioastronomie a un statut secondaire pour l'observation d'une raie spectrale du formaldéhyde. Les services fixe et mobile, à l'exception du service mobile aéronautique et du service fixe par satellite (Terre vers espace), ont un statut primaire. Le partage avec le service fixe et le service mobile (à l'exception du service mobile aéronautique) pose à peu près le même problème que dans la bande de 10,6 à 10,7 GHz, problème étudié dans le paragraphe précédent.

7.18.2 Une liaison Terre vers espace dans le service fixe par satellite a servi de système de référence pour calculer les distances de séparation. On suppose que la puissance d'émission est de 500 W dans une bande de 50 MHz et que l'angle de site de l'antenne est suffisamment grand pour que celle-ci ait un gain de 0 dB dans le plan horizontal de l'observatoire.

7.19 *15,35 à 15,40 GHz*

7.19.1 Il s'agit d'une bande «passive» et toutes les émissions y sont interdites, à l'exception d'une attribution additionnelle à titre secondaire en faveur des services fixe et mobile de 15 administrations.

7.19.2 Les distances de séparation sont calculées à l'aide du même système de référence Terre vers espace décrit au § 7.18.2. Dans ce cas, on cherche essentiellement à mettre en évidence la différence qui existe entre les brouillages causés aux observations du continuum propres à cette bande et les brouillages causés aux observations de raies spectrales mentionnées au § 7.18.2.

7.20 *22,01 à 22,21 GHz et 22,21 à 22,5 GHz*

7.20.1 Dans la première de ces deux bandes, les administrations sont instamment invitées à protéger les observations radioastronomiques et, dans la deuxième bande, la radioastronomie partage une attribution primaire. Les services fixe et mobile, à l'exception du service aéronautique mobile, ont un statut primaire dans les deux bandes. La bande totale est assez large pour qu'on puisse y faire des mesures du rayonnement du continuum mais il y a aussi une importante raie spectrale d'eau à 22,235 GHz et c'est du partage avec les observations de raies spectrales qu'il est question ici.

7.20.2 Cette bande peu utilisée à des fins d'exploitation n'est pas très importante, mais un système en service a les caractéristiques suivantes: puissance d'émission: 200 mW dans une bande de 50 MHz; gain d'antenne: 45 dB.

7.20.3 Les distances de séparation requises pour ramener les brouillages à des niveaux acceptables lorsque l'antenne du service fixe est orientée vers l'observatoire de radioastronomie sont indiquées au Tableau II. Si l'antenne est orientée dans des directions éloignées de l'emplacement de l'observatoire, les distances de séparation sont inférieures à 100 km pour les trois valeurs d'angle de site de l'horizon et le partage ne devrait pas être difficile.

7.21 *22,81 à 22,86 GHz et 23,07 à 23,12 GHz*

Il y a dans chacune de ces deux bandes une raie ammoniac observable dans l'espace. L'utilisation de ces bandes par la radioastronomie est indiquée par un renvoi. Outre les services fixe et mobile, le service intersatellites bénéficie d'un statut primaire dans les deux bandes. Dans les Régions 2 et 3, le service de radiodiffusion par satellite a un statut primaire dans la plus basse de ces deux bandes. Ces fréquences au-dessus de 20 GHz ne sont pas très utilisées par les services actifs, mais le service fixe est en train de se développer. Le système décrit au § 7.20 est adéquat. L'exploitation de satellites de radiodiffusion pourrait poser des problèmes à l'avenir mais il ressort de la Fig. 1 que le service intersatellites ne risque guère de causer de brouillage à la radioastronomie, à moins que l'antenne de l'engin spatial ne soit orientée vers l'observatoire.

7.21 *23,6 à 24 GHz*

7.22.1 Il s'agit d'une bande «passive» dans laquelle la radioastronomie n'a pas de problème de partage. La cause de brouillage la plus probable serait des émissions du deuxième harmonique par des satellites de radiodiffusion ou des satellites du service fixe (espace vers Terre) exploités dans les bandes voisines de 12 GHz. Toutefois, un cas de partage à cette fréquence est indiqué aux Tableaux I et II. Il convient généralement aux observations du continuum dans la bande des 20 GHz.

7.23 *31,2 à 31,3 GHz, 31,3 à 31,5 GHz et 31,5 à 31,8 GHz*

7.23.1 La bande 31,3 à 31,5 GHz est réservée aux services passifs. Dans la bande 31,5 à 31,8 GHz, les services passifs ont le statut primaire, mais les services fixe et mobile, à l'exception du service mobile aéronautique, ont un statut secondaire dans les Régions 1 et 3. Par comparaison, la bande inférieure, 31,2 à 31,3 GHz, n'a guère d'utilité pour la radioastronomie puisqu'un renvoi ne prévoit que la notification de son utilisation; les services fixe et mobile y ont un statut primaire; le service de recherche spatiale (espace vers Terre) et le service de signaux horaires et de fréquences étalon par satellite ont un statut secondaire.

7.23.2 On a choisi comme service typique, un service fixe à faible puissance. Comme c'est le cas pour les autres fréquences au-dessus de 20 GHz, le partage ne devrait pas poser de problème si l'antenne d'émission du service fixe est pointée dans des directions éloignées de l'emplacement de l'observatoire.

7.24 *36,43 à 36,50 GHz*

7.23.1 Un renvoi concernant cette bande invite les administrations à prendre toutes mesures utiles pour protéger du brouillage les observations d'une raie spectrale. La raie spectrale en question est une raie de recombinaison de l'hydrogène. Le partage se fait avec les services fixe et mobile. Quelques systèmes fixes sont en service et les calculs effectués pour le cas 31 GHz conviennent ici également.

7.25 *Au-dessus de 40 GHz*

7.25.1 Un certain nombre d'attributions ont été faites au service de radioastronomie au-delà de 40 GHz pour les observations du continuum et les observations de raies spectrales. Certaines de ces attributions vont uniquement à des services passifs, mais beaucoup d'entre elles sont partagées avec divers services actifs.

7.25.2 Très peu de systèmes actifs fonctionnent au-dessus de 40 GHz et, par conséquent, il se pose aujourd'hui très peu de problèmes de brouillage pour la radioastronomie. En tout état de cause, il faudra attendre, pour choisir des systèmes de référence, de voir l'apparition de systèmes actifs dans cette région du spectre.

7.25.3 On n'a pas calculé la distance de séparation pour le partage. Outre qu'on manque de systèmes de référence appropriés, on manque aussi de renseignements sur la propagation.

7.25.4 A l'avenir, le partage restera plus facile au-dessus de 40 GHz qu'au-dessous. La sensibilité des récepteurs dont disposent les radioastronomes restera probablement d'autant plus faible que la fréquence s'élèvera. La puissance dont dispose un émetteur éventuellement brouilleur restera probablement, elle aussi, relativement faible aux fréquences élevées. Malgré la maigreur des données sur la propagation, on sait que l'affaiblissement de transmission à une distance donnée est plus fort au-dessus de 40 GHz qu'en dessous. Le signal diffusé par la troposphère diminue d'intensité selon une régression monotone à mesure que la fréquence augmente; l'affaiblissement atmosphérique s'accroît pour atteindre une valeur très élevée à certaines fréquences situées au-delà de 40 GHz.

8. Quelques conclusions sur les possibilités de partage des fréquences

8.1 Etant donné la nature des phénomènes que l'on observe en radioastronomie, c'est seulement dans des conditions particulières qu'on peut élaborer des programmes de partage dans le temps entre le service de radioastronomie et d'autres services.

8.2 Il est très difficile de partager des fréquences entre le service de radioastronomie et d'autres services dont les émetteurs sont en visibilité directe avec les observatoires.

8.3 Pour des fréquences auxquelles des signaux brouilleurs peuvent se propager à travers l'ionosphère sur de grandes distances (au-dessous de 30 MHz environ, selon les conditions ionosphériques), il est extrêmement difficile au service de radioastronomie de partager ces fréquences avec d'autres services utilisant des émetteurs au sol, quelle que soit leur position à la surface de la Terre.

8.4 Un partage de fréquences avec d'autres services dont les émetteurs fonctionnant dans les bandes du service de radioastronomie se trouvent à la surface de la Terre serait éventuellement possible si ces émetteurs étaient de faible puissance et suffisamment éloignés de l'observatoire, à condition que l'on tienne compte, le cas échéant, de l'effet d'écran dû au terrain, de l'apparition occasionnelle de conditions de propagation anormalement bonnes et d'éventuelles réflexions sur des aéronefs. Aux fréquences inférieures à 1 GHz, des espacements de plusieurs centaines de kilomètres sont généralement à prévoir, mais, à des fréquences beaucoup plus élevées, des espacements plus courts seraient acceptables.

8.5 Si des fréquences sont utilisées en partage, des précautions particulières peuvent être nécessaires pour éviter que des émetteurs n'irradient la Lune pendant les périodes où cet astre sert pour mener des expériences en état d'occultation ou à des fins d'étalonnage.

8.6 Pour augmenter les chances de parvenir à un partage satisfaisant des fréquences, les observatoires de radioastronomie doivent être situés le plus loin possible des zones urbaines et des émetteurs pouvant causer des brouillages. Ils doivent bénéficier, dans toute la mesure possible, d'un effet d'écran produit par le terrain environnant. Toutefois, ces précautions n'influeront vraisemblablement que sur les possibilités de partage susmentionnées. Aux fréquences supérieures à 10 GHz, notamment au-dessus de 20 GHz, la nécessité d'installer les observatoires à haute altitude, pour réduire à un minimum l'absorption atmosphérique, risque de restreindre la protection qu'on peut obtenir pratiquement du terrain.

ANNEXE I

PARTAGE AVEC LE SERVICE DE RECHERCHE EN ESPACE LOINTAIN (ESPACE VERS TERRE)

Les bandes attribuées aux communications en espace lointain (espace vers Terre) du service de recherche à 2,3 et 8,4 GHz, et certaines parties des bandes adjacentes, sont régulièrement utilisées pour des observations radioastronomiques. Cette pratique résulte de la similitude des besoins en ce qui concerne la réception des signaux provenant de sources cosmiques et de ceux provenant d'engins en espace lointain, dans les deux cas, des antennes entièrement orientables avec de grandes ouvertures et des systèmes de réception à faible bruit sont nécessaires.

Pendant la mise au point de l'interférométrie à très longue ligne de base (VLBI), les radioastronomes ont tenté d'utiliser un certain nombre de grandes antennes situées en des emplacements très distants les uns des autres afin de fournir les longues lignes de base nécessaires. Parmi ces antennes, on compte certaines antennes construites essentiellement pour des communications en espace lointain, conçues pour la réception dans les bandes 2,3 et 8,4 GHz. L'observation simultanée à deux fréquences permet de corriger, dans les données interférométriques, les effets de l'ionosphère de la Terre, qui sont particulièrement importants dans les études faisant intervenir une grande précision angulaire telle que l'astrométrie, la géodésie et le contrôle du temps et du mouvement polaire. Ainsi, à mesure que l'on a créé des systèmes VLBI pour la géodésie et la mesure du temps, les bandes 2,3 et 8,4 GHz ont été de plus en plus largement utilisées pour de telles observations. Les considérations de partage avec les services fixes et mobiles auxquels ces bandes sont aussi attribuées sont similaires à celles examinées au § 7 en ce qui concerne les bandes 4 800 - 5 000 MHz et 10,6 - 10,7 GHz.

Un autre développement qui a abouti à intensifier le partage des installations entre la radioastronomie et les communications en espace lointain a été l'utilisation de certains radiotélescopes pour la réception des signaux provenant d'engins spatiaux, pour compléter la zone de collecte des stations au sol de l'espace lointain et pour garantir une couverture permanente pour d'importantes missions spatiales.

Selon le Règlement des radiocommunications, l'espace lointain est la région de l'espace se trouvant au-delà de 2×10^6 km de la Terre. Les missions dans l'espace lointain portent sur l'exploration des planètes, des comètes, des astéroïdes et sur l'étude du vent solaire. Les paramètres types d'une transmission espace vers Terre en provenance de véhicules dans l'espace lointain sont les suivants: 20 W pour la puissance d'émission et 4 mètres pour le diamètre de l'antenne, ce qui assure un gain de 36 dBi à 2,3 GHz ou 47 dBi à 8,4 GHz dans la direction de la Terre. A une distance de 2×10^6 km de la Terre, les niveaux correspondants de la puissance surfacique sont de -148 dB(W/m^2) à 2,3 GHz et de -137 dB(W/m^2) à 8,4 GHz. Ces niveaux dépassent les seuils nuisibles de brouillage occasionnés à la radioastronomie, tel que le montre par interpolation le Tableau I du Rapport 224: le dépassement est de 30 dB à 2,3 GHz et de 27 dB à 8,4 GHz. Pour un engin spatial ayant les mêmes paramètres d'émission et se trouvant au voisinage de la planète la plus proche, à savoir Vénus, à sa distance la plus proche (4×10^7 km), les signaux dépasseraient de 4 dB les seuils fixés dans le Rapport 224.

Pour les planètes extérieures, les distances du passage le plus proche sont comprises entre $6,3 \times 10^8$ km pour Saturne et $5,8 \times 10^9$ km pour Pluton, et les engins spatiaux effectuant des missions à proximité de ces planèttes seraient suffisamment proches de la Terre pour causer des brouillages nuisibles aux observations de la radioastronomie, ne serait-ce que pour un faible pourcentage de la durée de la mission. Ainsi, du point de vue des effets nuisibles dont il est fait mention dans le Rapport 224, les signaux provenant des engins spatiaux se trouvant dans les parties proches de l'espace lointain pourraient provoquer des brouillages préjudiciables aux radiotélescopes partageant la même bande, alors que les engins spatiaux effectuant des missions à proximité des planètes extérieures ne causeraient que très peu de brouillage. A noter que l'on suppose ici que les signaux de l'engin spatial sont reçus par des lobes latéraux du radiotélescope dont le gain ne dépasse pas 0 dBi.

D'une manière générale, le partage entre la radioastronomie et les utilisations en espace lointain n'est pas possible. Cependant, pour la technique particulière de la VLBI (voir, par exemple [Thompson et autres, 1986]). les différences en fréquence des franges pour l'émetteur brouilleur et la source observée se traduisent par la suppression de la réponse du signal brouilleur. Ainsi, comme le montre la Figure 2 du Rapport 224, les seuils nuisibles de brouillages causés aux observations VLBI sont typiquement de 40 dB supérieurs à ceux obtenus par les techniques largement répandues qui sont fondées sur la mesure de la puissance totale et auxquelles s'appliquent les limites indiquées dans les Tableaux I et II du Rapport 224. L'expérience acquise jusqu'ici montre que pour le cas particulier des observations VLBI, le partage entre la radioastronomie et les communications en espace lointain est possible.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

THOMPSON, A. R., MORAN, J. M. et SWENSON, G. W. Jr. [1986] Interferometry and Synthesis in Radio Astronomy, John Wiley, New york, voir les Chapitres 9 et 14.

RAPPORT 1126*

COORDINATION ENTRE LE SERVICE DE RADIOASTRONOMIE ET LE SERVICE DE RADIOREPERAGE PAR SATELLITE AUX FREQUENCES PROCHES DE 1 612 MHz

(Question 5-2/2 et Programme d'études 5A-1/2)

(1990)

1. Le service de radiorepérage par satellite

Un système de radiorepérage par satellite, en cours de mise au point aux Etats-Unis d'Amérique [Rothblatt, 1987], fait appel à une procédure destinée à prévenir le brouillage préjudiciable causé au service de radioastronomie à des fréquences proches de 1 612 MHz. L'objet du présent rapport est de décrire cette procédure et d'étudier les conditions sous lesquelles elle est efficace. Etant donné que le SRRS se développe dans le monde entier, certaines administrations pourront souhaiter adopter la même procédure ou la modifier.

Le service de radiorepérage par satellite (SRRS) décrit dans le Rapport 1050** permet d'assurer la radiolocalisation et des télécommunications limitées pour des usagers de véhicules aéronautiques, maritimes et terrestres. Dans le système américain précité, les signaux provenant d'un centre de commande sont transmis vers les émetteurs-récepteurs à bord des véhicules des usagers au moyen de deux ou trois satellites géostationnaires, et les réponses reçues transitent sur ces derniers. Lorsque trois satellites sont utilisés, la position du véhicule peut être déterminée à partir de la mesure du temps de transmission aller puis retour entre le centre de commande et les usagers et sur différents trajets de satellite. Lorsqu'on utilise deux satellites, les données temporelles doivent être complétées par des informations telle l'altitude lue sur une carte ou sur un altimètre de bord qui, dans ce dernier cas, peut être codée dans la réponse ou retransmise. Le calcul de la position du véhicule est effectué au centre de commande. L'équipement sur le véhicule peut être relativement simple étant donné que sa fonction essentielle est celle d'un répondeur, et que l'intervention par l'opérateur du véhicule n'est pas nécessaire. Toutefois, on peut prévoir l'insertion de courts messages codés émis par le véhicule, aussi considère-t-on habituellement que l'équipement sur le véhicule est un émetteur-récepteur.

A la CAMR (Conférence administrative mondiale des radiocommunications) sur les services mobiles, Genève, 1987, les bandes de fréquences suivantes ont été attribuées au SRRS:

véhicule-satellite	1 610,0 - 1 626,5 MHz
satellite-véhicule	2 483,5 - 2 500,0 MHz et 2 500,0 - 2 516,5 MHz

* Ce Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1 et 8.

** Voir également l'Annexe V au Rapport 538.

Les liaisons de télécommunication entre les satellites et le centre de commande du SRRS sont effectuées sur des fréquences qui font partie des attributions au service fixe par satellite. La fréquence du signal qui intéresse particulièrement les radioastronomes est celle de la liaison montante véhicule-satellite qui est attribuée à titre secondaire au service de radioastronomie dans la bande 1 610,6 - 1 613,8 MHz. En radioastronomie, cette bande est utilisée pour les observations de la raie hydroxyle à 1 612 MHz. Le présent rapport traite essentiellement de la coordination entre le SRRS et le service de radioastronomie dans cette bande. Dans les Régions 1 et 3, l'attribution de la bande 1 610,0 - 1 626,5 MHz au SRRS est faite à titre secondaire, et le renvoi 743E du Règlement des radiocommunications précise que dans cette bande le SRRS ne doit pas occasionner de brouillage préjudiciable au service de radioastronomie. Dans la Région 2, l'attribution au SRRS est faite à titre primaire dans la bande 1 610,0 - 1 626,5 MHz.

2. Coordination temporelle entre le SRRS et le service de radioastronomie

Afin de réduire les brouillages causés au service de radioastronomie par les émissions véhicule-satellite du SRRS, le système en cours de mise au point aux Etats-Unis comporte une procédure selon laquelle les émissions à partir des émetteurs-récepteurs des usagers dans des zones particulières entourant les observatoires de radioastronomie ont lieu seulement pendant les premières 200 ms de chaque seconde du temps universel coordonné (UTC) [Rothblatt, 1987, 1988]. Cette procédure est appliquée pendant les périodes pour lesquelles un observatoire a notifié à l'exploitant du système SRRS que les observations dans la bande 1 610,6 - 1 613,8 MHz allaient être effectuées. Les récepteurs radioastronomiques de l'observatoire sont bloqués au cours de ces périodes de 200 ms, et la perte de 20% de temps d'observation correspond à une perte globale de la sensibilité de 10%.

La commande des émissions du véhicule est effectuée au moyen d'une séquence de synchronisation par le centre de commande du SRRS, qui consiste en une série de trames temporelles de 12 ms environ. Les signaux définissant les trames temporelles sont émis par la station centrale via le satellite. Les émissions des usagers sont déclenchées par des marqueurs de temps contenus dans les trames. Lorsque les usagers se trouveront dans la zone de protection du service de radioastronomie, le fonctionnement de leurs émetteurs-récepteurs sera déclenché seulement pendant les trames temporelles, émise par le centre de commande, contenant un code spécial d'activation (marqueur de temps) qui sera détecté dans la logique interne activé à cet effet de l'émetteur-récepteur. Ces trames temporelles seront choisies afin que les émissions de l'usager aient lieu dans l'intervalle de 200 ms décrit ci-dessus. L'indicateur dans l'émetteur-récepteur de l'usager sera réinitialisé par des émissions provenant du centre de commande du SRRS. Les émissions des véhicules situées à l'intérieur de la zone de radioastronomie, mais en dehors des intervalles de 200 ms, peuvent se produire quand un usager pénètre dans une zone de radioastronomie, l'émetteur-récepteur du SRRS du véhicule étant éteint, et qui le met ensuite en service avant de quitter la zone. Une telle situation peut être éliminée si à chaque fois qu'un émetteur-récepteur est mis en marche, le marqueur est au départ réglé pour que l'émission ait lieu dans les intervalles de 200 ms seulement.

La puissance d'émission en sortie d'un émetteur-récepteur SRRS est de 40 W environ (Rapport 1050), et le gain de l'antenne d'émission dans la direction horizontale est proche de 0 dBi. Ainsi, la puissance reçue par un radiotélescope et émise par les lobes latéraux de gain 0 dbi d'un émetteur-récepteur à une distance de 100 m est inférieure à 10^{-6} W. Tant que la distance entre un radiotélescope et un usager quelconque du SRRS est d'au moins 100 m, les étages d'entrée à faible bruit, dont le gain est compris entre 20 et 30 dB, du radiotélescope ne sont pas saturés. Si l'on place un commutateur à diode pour éliminer les signaux d'entrée au cours des intervalles de 200 ms après ces étages d'entrée, il n'y aura pas d'augmentation sensible du bruit de réception résultant de l'affaiblissement d'insertion du commutateur. Il ne devrait donc pas avoir de problème technique d'interruption du radiotélescope au cours des intervalles de 200 ms.

3. Zones de protection du service de radioastronomie

3.1 Considérations générales

La faisabilité du partage de temps proposé entre le service de radioastronomie et le SRRS repose essentiellement sur la possibilité de définir des zones qui sont suffisamment vastes pour assurer une protection efficace du service de radioastronomie, sans imposer des restrictions inacceptables au service de radiopositionnement. L'Article 11 du Règlement des radiocommunications stipule que dans une coordination internationale des assignations à des stations terriennes dans le service de radiorepérage par satellite, les distances au-delà desquelles les effets sur les services devraient être pris en considération vont de 100 km pour des stations terriennes de Terre du SRRS à 400 km pour les stations terriennes aéroportées. Ce règlement s'applique au brouillage entre les usagers du SRRS dans un pays et les services dans un autre pays. Pour la coordination à l'intérieur d'un pays donné, l'étendue des zones de protection sera déterminée par l'administration concernée.

Un usager quelconque n'émet que dans une série de trames temporelles de 12 ms et chaque détermination de position ne doit pas durer plus de 0,1 s environ. Pour un usager quelconque une telle émission aura lieu environ une fois par heure pour un véhicule terrestre. Dans ce cas, la puissance moyenne rayonnée par l'utilisateur est environ à 46 dB en dessous du niveau pendant une émission. Il faut remarquer qu'il s'agit de la puissance moyenne à l'intérieur d'un intervalle de temps déterminé par le type d'observation et non pas la puissance de crête, cela est important en ce qui concerne les seuils de brouillage, dans la mesure où les crêtes ne provoquent pas de réponse non linéaire dans les systèmes de radioastronomie. Le niveau total des signaux dépendra du nombre des usagers, et variera avec le temps de façon quasi aléatoire. La principale incertitude dans le calcul des tailles requises des zones de protection du service de radioastronomie est le nombre et la distribution des usagers du SRRS lorsque le système sera complètement opérationnel. Pour couvrir les Etats-Unis le système utilise 8 faisceaux dont la largeur est de 2,5° environ et dont l'empreinte a 1 600 km de largeur et une surface de 2×10^6 km^2. Le codage des émissions permet la réception de 32 signaux simultanés au maximum émis par les usagers situés dans l'empreinte de chaque faisceau, et cela représente la capacité de pointe. La capacité moyenne prévue est environ 10 usagers simultanés par faisceau (Rapport 1050).

Pour une puissance de sortie d'émission de 40 W, une valeur de gain de l'antenne d'émission dans la direction horizontale égale à 0 dBi, la puissance isotrope rayonnée totale qui vient s'ajouter au signal dans un observatoire est, en moyenne, de 400 W par zone d'empreinte du faisceau, ou 2×10^{-4} W/km^2. La transmission de données fait appel à une modulation avec étalement de spectre à un débit de bribes de 8,192 MHz. Ce spectre rayonné a un lobe central d'une largeur de 16,384 MHz entre les premiers zéros, et une puissance surfacique spectrale au centre de la bande égale à celle d'un spectre rectangulaire de 8,19 MHz de large. La densité de puissance de 2×10^{-4} W/km^2 correspond ainsi à une densité de puissance spectrale de $2,4 \times 10^{-11}$ W ù Hz^{-1} par km^2 à 1 618,25 MHz, qui est la crête du spectre émis. Au bord le plus proche de la bande de radioastronomie, c'est-à-dire 1 613,8 MHz, la densité de puissance spectrale est inférieure de 5 dB, et ce niveau sera utilisé pour le calcul du brouillage sur les observations relatives aux raies spectrales. Le niveau moyen dans la bande de radioastronomie qui est inférieure de 11 dB à celle de la crête du spectre, sera utilisé pour les observations de continuum.

3.2 Zones de protection contre les émetteurs-récepteurs sur les véhicules terrestres

Considérons un radiotélescope placé au centre d'une zone circulaire, dans laquelle des émissions se produisent seulement lorsque le récepteur du radiotélescope est neutralisé. Le rayon de la zone doit être tel que l'effet cumulatif des émissions qui ont lieu en dehors de cette zone ne dépasse pas le niveau maximum admissible pour le type de radiotélescope placé en son centre. Les signaux étant à large bande, on spécifie le niveau maximal admissible en termes de puissance surfacique spectrale. Les valeurs concernant cinq types d'observations à signaux astronomiques sont données aux colonnes 2 du Tableau I. Les valeurs de la puissance totale sont équivalentes à celles qui sont données dans les Tableaux I et II du Rapport 224-6 du CCIR, mais elles ont été ajustées pour mieux correspondre aux largeurs de bande des récepteurs. Ces dernières sont de 1 kHz pour les observations de la raie spectrale hydroxyle à 1 612 MHz, et de 3 MHz, c'est-à-dire égales à la largeur de la bande allouée (à titre secondaire), pour les observations de continuum. Pour les réseaux à synthèse et l'interférométrie à très grande base, les niveaux maximum admissibles sont adaptés de celles données par Thomson, Moran et Swenson [1986]. Pour l'interférométrie à très grande base, les niveaux maximum admissibles sont les mêmes pour les observations de ligne spectrale et de continuum, et les niveaux de densité de puissance spectrale à 1 613,8 MHz seront utilisés. Remarquons qu'en ce moment la bande de radioastronomie à 1 612 MHz n'est utilisée en pratique que pour des observations des raies spectrales, mais les calculs pour les observations de continuum ont été inclus dans le cas présent par souci d'exhaustivité.

Pour les calculs du brouillage causé par les véhicules terrestres, on utilisera la valeur de densité de puissance spectrale totale dont il est question au § 3.1, étant donné que les autres usagers constitueront probablement une fraction minime du total. L'intégration sur la distance a été effectuée de manière approchée par addition des contributions d'anneaux consécutifs de 10 km de largeur. Les valeurs de rayon de zone de coordination qui se traduisent par des niveaux de signal égaux aux valeurs tolérables maximales indiquées à la colonne 2 du Tableau I sont précisées à la colonne 3. Ces résultats englobent les effets de la diffraction, calculés selon les méthodes exposées dans le Rapport 715, et de la diffusion troposphérique, calculés selon le Rapport 238-3. Les calculs de diffusion troposphérique correspondent à un affaiblissement sur le trajet dépassé pendant 90% du temps et à un climat continental tempéré. Pour des distances allant jusqu'à environ 60 km, la propagation se fait essentiellement par diffraction, mais pour les distances plus importantes, la diffusion troposphérique prédomine. Le taux d'augmentation de l'affaiblissement sur le trajet en fonction de la distance est beaucoup moins grand dans le cas de la propagation par diffusion que dans le cas de la diffraction, et les rayons de la zone de coordination sont donc définis de façon moins précise pour les niveaux de brouillage tolérables supérieurs à -220 dBW m^{-2} Hz^{-1} du Tableau I. Toutefois, l'affaiblissement de propagation par diffusion troposphérique dépend fortement des angles de site de l'horizon au point d'émission ou au point de réception, et le modèle de terre régulière représente donc le cas le plus défavorable. Une augmentation de 1° de l'angle de site de l'horizon ramène le rayon de puissance totale (continuum) à environ 180 km et dans tous les autres cas de la colonne 3 à moins de 70 km.

Les valeurs de la colonne 3 du Tableau I indiquent que pour un modèle de terre régulière, le rayon de la zone de protection doit dépasser 150 km pour l'ensemble des observations, à l'exception des moins "sensibles". Toutefois, de nombreux lieux d'observation sont choisis en fonction d'un certain effet d'écran par le relief. Les colonnes 4 et 5 du Tableau I indiquent le rayon de zone de protection requis pour un point d'observation entouré de montagnes situées à une distance de 10 km, sous-tendant des angles de site de l'horizon de respectivement 1 et 4°. Les méthodes de calcul données dans le Rapport 715 ont été appliquées et on a supposé que la crête montagneuse avait un rayon de 200 mètres au sommet. L'approximation des quatre tiers du rayon de la terre a été utilisée pour prendre en considération la réfraction atmosphérique ici et dans tous les calculs de diffraction et de distance d'horizon dans le présent Rapport. Les contributions des zones annulaires ont été incluses tant que l'horizon est vu du sommet de la montagne. Pour les distances au-delà de cet horizon, l'affaiblissement sur le trajet augmente rapidement. La propagation par diffusion troposphérique ne devrait pas être importante pour les angles de site de l'horizon indiqués.

Les colonnes 4 et 5 du Tableau I montrent que la protection offerte par le terrain pour un angle de site de l'horizon de 1° ramène le rayon de zone de protection requis à moins de 100 km. Un angle de site de l'horizon de 4° ramène le rayon requis à 35 km ou moins, sauf dans le cas des observations les plus sensibles (dans ce dernier cas, le rayon requis augmente en fonction de la hauteur de la montagne. En effet, la distance de visibilité directe, à partir du sommet de la montagne, augmente et les signaux émis par les véhicules utilisateurs situés à de plus grandes distances parviennent au point d'observation par diffraction au-dessus du sommet de la montagne). Le Dominion Radio Astrophysical Observatory de Penticton (Canada) est un exemple de lieu d'observation particulièrement bien protégé par le relief avec un angle de site de l'horizon supérieur à 5° dans presque toutes les directions.

Un exemple plus représentatif de ce qui peut être considéré comme un site bien occulté est l'installation de l'U.S. National Radio Astronomy Observatory (NRAO) à Green Bank, Virginie-Occidentale. Dans toute la superficie de l'observatoire, l'angle d'horizon est d'au moins 2,5° pour plus de 330° d'azimut, et en certains endroits il est compris entre 3,5° et 4,5° pour tous les azimuts. Par contre, de nombreux observatoires de radioastronomie disposent d'une faible occultation par les montagnes. Cela est particulièrement vrai pour les sites qui disposent de grands réseaux d'antennes nécessitant de grandes zones plates. Par exemple, pour le Very Large Array du NRAO du Nouveau-Mexique, les montagnes qui définissent l'horizon se trouvent à des distances de 20 km et plus, et sous-tendent des angles d'environ 1 ou 2° sur des azimuts assez limités. Parmi les réseaux qui disposent d'une protection encore bien moindre par les montagnes on peut citer le Westerbork Synthesis Radio telescope aux Pays-Bas et le Australia Telescope à Culgoora en Australie. Aux Etats-Unis, pour les véhicules terrestres, on a proposé une valeur de rayon de zone de protection de 25 km. Compte tenu des résultats repris au Tableau I, cette valeur n'assurerait une protection adéquate que pour les observatoires protégés par l'effet d'écran de montagnes avoisinantes sur plusieurs degrés et à tous les azimuts.

3.3 Zones de protection avec émetteurs-récepteurs sur les aéronefs

Le nombre d'aéronefs qui peut être doté d'émetteur-récepteur du SRRS sera probablement bien inférieur au nombre de véhicules terrestres dotés de ces mêmes équipements. Dans le cas présent, on supposera en moyenne qu'une émission sur vingt-cinq provient d'un aéronef. Ceci correspond à environ un usager de l'aéronautique pour cent usagers terrestres, mais cet usager obtiendrait des radiopositionnements 4 fois plus souvent. Ainsi, la densité de puissance spectrale moyenne pour les émetteurs-récepteurs SRRS aéroportés passent à $9,6 \times 10^{-13}$ W • Hz^{-1} par kilomètre carré à la crête du spectre d'émission. Pour les aéronefs volant à 1 000 et 5 000 m, la distance correspondante en visibilité directe est respectivement de 130 et 290 km. Dans un modèle de terre régulière, le rayon de la zone de protection doit être supérieure à ces distances si l'on veut éviter la propagation en visibilité directe.

Le Tableau II indique les rayons de zone de protection requis pour trois altitudes de vol et deux angles de site de l'horizon. Ici encore, ces résultats sont fondés sur les effets de diffraction, et on a utilisé les méthodes du Rapport 715 du CCIR. Les niveaux des signaux à l'observatoire ont été calculés pour des anneaux de 50 km de largeur; on a ensuite effectué la sommation pour les diverses valeurs de distance, jusqu'à la distance à laquelle l'aéronef observé du sommet de la montagne serait au niveau de l'horizon.

Les dimensions de zone indiquées au Tableau II dépendent manifestement pour beaucoup du degré d'occultation et de l'altitude de vol de l'aéronef. Le rayon de zone de protection de 150 km proposé pour les aéronefs aux Etats-Unis impliquerait une occultation par des montagnes d'au moins 4 degrés pour des altitudes voisines de 10 000 m.

4. Discussion - zones de protection

Deux caractéristiques du système SRRS en cours d'introduction aux Etats-Unis le distinguent de la plupart des systèmes de radiopositionnement et de télécommunication et offrent la possibilité d'une coordination avec les observatoires de radioastronomie. Ces caractéristiques sont la connaissance de la position des usagers par la station centrale de commande et la commande des temps d'émission des émetteurs-récepteurs des usagers par le système de commande centralisé. Ainsi, la coordination du SRRS et des services de radioastronomie est possible en utilisant des paramètres géographiques et temporels pour séparer les signaux.

TABLEAU I

Protection des observatoires de radioastronomie contre les émissions SRRS terrestres pour cinq types d'observation. Il s'agit d'observations de raie spectrale et de continuum sur radiotélescopes et réseaux de synthèse au niveau de puissance totale, et d'observations d'interférométrie à très grande base. La colonne 3 indique le rayon de la zone de protection nécessaire pour un modèle de terre régulière. Les colonnes 4 et 5 indiquent les rayons correspondant à un observatoire entouré de montagnes situées à une distance de 10 km, sous-tendant des angles de site de l'horizon de respectivement 1 et 4°. Les astérisques indiquent qu'il suffit que la zone de protection atteigne, au-delà des montagnes, le point auquel l'altitude au niveau du sol correspond à celle de l'observatoire.

	Niveau maximal tolérable ((dB(W·m^{-2} Hz^{-1}))	Rayon de la zone de protection		
		Terre régulière	Occultation par les montagnes	
		0°	1°	4°
		(km)	(km)	(km)
Puissance totale, raie spectrale	-230	180	79	35
Puissance totale, continuum	-250	> 200	94	121
Réseau de synthèse, raie spectrale	-215	50	50	*
Réseau de synthèse, continuum	-232	170	73	*
Interférométrie à très grande base	-209	40	30	*

TABLEAU II

Rayon de la zone de protection pour un observatoire entouré de montagnes situées à une distance de 10 km, pour assurer l'occultation des systèmes SRRS aéroportés. Trois altitudes de vol et deux hauteurs de montagne sous-tendant des angles de site de l'horizon de 1 et 4° sont considérées.

	Rayon de la zone de protection					
	Aéronef volant à une altitude de 1 km		Aéronef volant à une altitude de 5 km		Aéronef volant à une altitude de 10 km	
	1°	4°	1°	4°	1°	4°
	(km)	(km)	(km)	(km)	(km)	(km)
Puissance totale, raie spectrale	165	35	300	85	420	165
Puissance totale, continuum	220	120	360	230	500	330
Réseau de synthèse, raie spectrale	60	20	195	55	295	125
Réseau de synthèse, continuum	135	30	265	75	375	150
Interférométrie à très grande base	40	20	175	45	275	115

Les résultats donnés dans les Tableaux I et II reposent sur un certain nombre d'hypothèses simplificatrices. La densité d'émetteurs-récepteurs d'usagers est manifestement une simplification excessive, mais elle donne une base pour une analyse générale et non pour une analyse particulière pour un site d'observatoire de radioastronomie donné. Dans la pratique, la densité des usagers variera considérablement en atteignant des crêtes à des endroits où des autoroutes importantes convergent et à proximité des villes et des aéroports. Une simple chaîne de montagnes entourant l'observatoire est aussi une simplification, étant donné que dans les situations réelles, la présence de plusieurs chaînes entre le radiotélescope et l'émetteur peut introduire des affaiblissements supplémentaires. De même, la fraction de l'ensemble des émissions des émetteurs-récepteurs aéroportés lorsque le système sera totalement opérationnel ne peut être qu'approximativement évaluée. On peut cependant conclure que, pour un terrain régulier sans montagnes, le rayon de la zone de protection du service de radioastronomie peut être de 50-200 km pour les usagers terrestres et de 400 km environ pour les usagers aéroportés. Dans le cas de sites d'observation fortement occultés par les montagnes environnantes, on peut utiliser des zones de protection plus petites, sans occasionner de brouillage dans le service de radioastronomie. Il est important de noter que de tels niveaux d'occultation sont atteints dans des vallées dont les dimensions permettent seulement la présence de radiotélescopes à une antenne ou à un réseau compact. Dans le cas du VLA (Very Large Array), par exemple, les antennes ont été réparties sur une zone d'environ 40 km de diamètre, dans une région de hauts plateaux.

Pour les émetteurs-récepteurs placés à bord d'aéronefs volant à une altitude élevée, les zones de protection requises pour éviter la propagation en visibilité directe vers les observatoires avec une occultation par montagne inexistante ou faible, peuvent inclure une grande partie du trajet aérien de l'aéronef. Si, toutefois, ces aéronefs sont une faible proportion de l'ensemble des usagers, et ne comptent seulement que pour une faible proportion du total des émissions, ils pourraient être admis dans des intervalles de coordination de 200 ms.

Théoriquement, il conviendrait d'effectuer la planification des zones de coordination cas par cas, et tenir compte des caractéristiques de la Terre et l'évaluation de la distribution des usagers du SRRS à l'intérieur de zones couvrant plusieurs centaines de kilomètres autour de chaque observatoire, ainsi que les types d'observations effectuées dans ces derniers. Les Tableaux I et II sont seulement de premières estimations de conditions probables à remplir, des dispositions nationales particulières pouvant être prises cas par cas.

5. Autres considérations et études ultérieures

5.1 Le signal de liaison descendante

Il y a un risque de brouillage, par le deuxième harmonique du signal de la liaison descendante à 2 483,5 - 2 500,0 MHz des satellites du SRRS, des observations de radioastronomie dans les bandes 4 800 - 4 990 MHz (attribuée à titre secondaire et 4 990 - 5 000 MHz (attribuée à titre primaire). La puissance surfacique spectrale du signal de la liaison descendante émis à partir de l'orbite des satellites géostationnaires, à la surface de la Terre est de -181 dB($W \cdot m^{-2} \cdot Hz^{-1}$) (Rapport 1050). Le rayonnement sur la deuxième harmonique du satellite du SRRS doit être à 75 dB en dessous de la fondamentale pour pouvoir être tolérée par le service de radioastronomie (Rapport 224).

5.2 Bandes latérales des signaux de la liaison montante

Dans la bande 1 610,0 - 1 626,5 MHz, les signaux SRRS sont modulés par étalement du spectre, avec un débit de bribes de 8,192 MHz, et le spectre de puissance émis vers le véhicule de l'usager est de forme $\sin^2 x/x^2$. Pour éviter de brouiller le service de radioastronomie dans les bandes voisines (par exemple 1 660 - 1 670 MHz et 1 400 - 1 427 MHz), la société qui met au point le SRRS aux Etats-Unis a accepté d'installer des filtres pour encadrer le spectre émis en fonction des caractéristiques suivantes. La densité de puissance moyenne des émissions de SRRS effectuées à partir d'aéronefs ou d'engins spatiaux sur une fréquence éloignée de la fréquence attribuée de plus de 50% de la largeur de bande attribuée sera atténuée par rapport à la densité de puissance moyenne à la fréquence centrale attribuée selon l'équation suivante (il n'est pas nécessaire que l'atténuation dépasse 75 dB):

$$A = 12 + Ø,2\ (P - 50)$$

où,

A = atténuation (décibels) par rapport au niveau de densité de puissance moyenne et,

P = pourcentage de la largeur de bande attribuée décalée par rapport à la fréquence porteuse.

5.3 Observations des pulsars et des phénomènes critiques dans le temps

Dans les observations de pulsars, on calcule la moyenne des signaux reçus sur des intervalles de temps qui sont des sous-multiples de la période du pulsar et l'on établit ensuite la moyenne des valeurs résultantes pour les intervalles correspondants des différents cycles de pulsar. L'effet des niveaux crête des signaux émis par le système SRRS peut donc être plus important que dans le cas de nombreux autres types d'observation dans lesquels les moyennes sont établies en continu sur des périodes de plusieurs secondes ou plusieurs minutes. Il est nécessaire d'étudier plus avant l'effet des signaux SRRS sur les observations de pulsars. Toutefois, ces observations ne sont pas souvent effectuées dans la bande 1 610 - 1 613,8 MHz puisque l'on préfère la bande 1 660 - 1 670 MHz. Il faudrait aussi étudier les effets sur les observations des phénomènes en rafales (par exemple des éruptions solaires) et l'occultation des sources radioélectriques.

5.4 Radiotélescopes installés dans l'espace

Un complément d'étude sera nécessaire pour déterminer les effets des émissions SRRS sur les observations effectuées avec des radiotélescopes installés dans l'espace telles que les mesures d'interférométrie à très grande base faites au moyen d'antennes placées sur orbite.

5.5 Amélioration des données relatives à l'utilisation du SRRS

Les calculs décrits plus haut étant fondés sur des estimations préliminaires du nombre et de la répartition des usagers du SRRS, il conviendra de prévoir une révision lorsque des statistiques plus fines seront disponibles.

6. Conclusions

On a montré que la coordination entre le SRRS et le service de radioastronomie à des fréquences proches de 1 612 MHz est possible à condition d'utiliser une combinaison de facteurs géographiques et chronologiques pour séparer les signaux. Cette coordination est rendue possible grâce aux caractéristiques particulières du SRRS et à la particularité des observations radioastronomiques qui sont généralement effectuées à cette fréquence. Le calcul de l'affaiblissement de propagation indique que les dimensions des zones de protection nécessaires autour des observatoires de radioastronomie dépendent fortement du degré de protection donné par le terrain. On a identifié plusieurs effets qui nécessitent un complément d'étude: il s'agit des effets des transmissions SRRS sur les observations de pulsars, de phénomènes en rafales et d'événements intrinsèquement temporels tels que les occultations, ainsi que sur les mesures radioastronomiques faites depuis des engins spatiaux.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

Rothblatt, M. A. (1987), *Radiodetermination Satellite Services and Standards*, Artech House Inc., Norwood, Massachusetts, Etats-Unis.

Rothblatt, M. A. (1988), "How Geostar Radiodetermination Technology Minimizes Interference to Radioastronomy," *Proceedings of IAU Colloquium No. 112*.

Thompson, A. R., Moran, J. M. et Swenson, G. W., Jr. (1986), *Interferometry and Synthesis in Radio Astronomy*, John Wiley et Sons, New York: voir Ch. 14.

RAPPORT 697-3*

BROUILLAGES CAUSÉS AU SERVICE DE RADIOASTRONOMIE PAR DES ÉMETTEURS FONCTIONNANT DANS D'AUTRES BANDES

(Question 5/2; Programme d'études 5A/2)

(1978-1982-1986-1990)

1. Introduction

La limite de sensibilité de la plupart des observations de radioastronomie correspond à une densité spectrale de puissance surfacique très inférieure à celle qui est utilisée pour la réception des signaux de radiocommunication. Les Rapports 224 et 696 traitent des critères de brouillage et de protection pour le partage des fréquences entre les services de radioastronomie et les autres services. Les Tableaux I et II du Rapport 224 donnent les valeurs de ces limites de sensibilité pour plusieurs fréquences. Toutefois, compte tenu de la sensibilité des observations de radioastronomie, des brouillages peuvent être causés à ce service par des émetteurs qui n'utilisent pas la même bande. Ces brouillages peuvent être classés en brouillage à la limite de la bande d'une part, harmoniques et signaux d'intermodulation d'autre part.

1.1 Le brouillage à la limite de la bande, causé par les signaux d'un émetteur fonctionnant dans une bande adjacente, peut provenir de trois mécanismes d'interaction. Premièrement, la réponse de fréquence du récepteur de radioastronomie à des signaux extérieurs à la bande de radioastronomie peut ne pas être assez faible. Cela peut résulter de restrictions pratiques de la diminution du gain du récepteur aux limites de la bande. Deuxièmement, le brouillage peut être dû à des effets de non-linéarité dans le récepteur. En présence de deux signaux ou plus au voisinage de la limite de la bande passante, ces effets donnent lieu à des produits d'intermodulation dans la bande passante du récepteur. Troisièmement, des signaux de faible niveau provenant d'émetteurs (bande latérale de modulation, etc.) peuvent apparaître dans la bande de radioastronomie. Lorsqu'on veut remédier au brouillage à la limite de la bande, le problème commun aux services d'émission et aux services de réception consiste à fabriquer des filtres capables d'éliminer l'énergie brouilleuse sans introduire de modifications inacceptables, telles qu'affaiblissement ou distorsion de phase, dans les signaux utiles.

1.2 Le brouillage par des harmoniques et par l'intermodulation de plusieurs signaux peut être dû à des émetteurs bien séparés en fréquence de la bande de radioastronomie. Ces brouillages posent généralement de moins graves problèmes que le brouillage à la limite de la bande car les spécifications des filtres sont moins rigoureuses et les antennes ont un rendement de rayonnement bien moindre à des fréquences éloignées de leurs fréquences nominales.

2. Rôle de l'émetteur dans la production de brouillage

Certains des mécanismes d'interaction dépendent dans une large mesure des caractéristiques de l'émetteur et doivent, en conséquence, être étudiés séparément pour chaque service. La télévision en ondes décimétriques et les services de communications par satellite sont des exemples de situations particulièrement gênantes pour la radioastronomie. En particulier, les émetteurs placés à bord de satellites ou d'avions causent un problème car on ne peut pas toujours éviter le brouillage quand les signaux suivent des trajets en visibilité directe des observations. De surcroît, étant donné les conditions requises des instruments de radioastronomie (grands réseaux d'antennes, télescopes à ondes millimétriques, etc.), il n'est pas toujours possible de choisir l'emplacement d'un laboratoire en partant du critère essentiel d'absence de tout brouillage artificiel.

---

* Le présent Rapport doit être porté à l'attention des Commissions d'études 1, 4, 8, 9, 10 et 11.

2.1 *Brouillages causés par des émissions de télévision de Terre en ondes décimétriques*

Un récepteur de radioastronomie peut être brouillé par un émetteur fonctionnant dans une autre bande de n'importe quel service, mais plus encore par des émetteurs de grande puissance. C'est le cas du service de télévision, qui occupe une grande partie de la bande des ondes décimétriques. Comme l'échelonnement des fréquences auxquelles on recueille les données astronomiques doit être à l'octave ou à intervalles encore plus serrés, on sera amené dans certaines positions du spectre, à exploiter les deux services à des fréquences très voisines. Il peut ainsi en résulter des brouillages en limite de bande. Le spectre normal des émissions de télévision s'étend en dehors de sa bande nominale, et l'on peut avoir besoin d'un filtrage supplémentaire pour ramener à un niveau acceptable l'énergie rayonnée dans la bande de radioastronomie. D'ordinaire, le signal est filtré en majeure partie dans les étages de faible puissance de l'émetteur, mais le défaut de linéarité de l'amplificateur de puissance peut donner naissance à d'autres composantes non désirées, qu'il faut alors éliminer au moyen de filtres fonctionnant à grande puissance. Toutefois, deux problèmes risquent d'être posés par la présence de filtres. En premier lieu, l'affaiblissement dans la bande passante au voisinage de la porteuse vidéo peut être sensible et cela peut exiger une puissance d'émetteur ou un gain d'antenne plus grand qu'il n'aurait été autrement nécessaire. En second lieu, la distorsion de phase peut être appréciable, ce qui influe sur la qualité de l'image de télévision. Bien que la correction de phase soit possible aux faibles puissances, la forme d'onde à traiter par l'émetteur contiendra alors des suroscillations, ce qui pourra amener à augmenter encore la puissance nominale de l'émetteur si l'on veut éviter une distorsion. On devra donc donner la préférence à des filtres à compensation de phase. A moins que la station de radioastronomie soit assez éloignée de cette antenne de télévision, il est évident qu'on devra disposer d'une «bande de garde» pour tenir compte du manque de raideur de la pente de coupure des caractéristiques des filtres fonctionnant à grande puissance dans l'émetteur. La largeur de cette bande de garde dépend de l'affaiblissement requis et de la complexité envisagée pour ces filtres, mais il semble raisonnable de la prévoir dans un ordre de grandeur de 2 MHz. La probabilité de brouillage augmente quand plusieurs émetteurs fonctionnent avec la même antenne, car il y a alors risque d'intermodulation.

Il n'est pas facile de prévoir l'intensité des brouillages à la limite de la bande. Le brouillage est causé autant par des composantes de la bande latérale de la porteuse vidéo que par des composantes discrètes provenant de la sous-porteuse couleur et des signaux son. Le niveau de brouillage dépend par conséquent de la largeur de bande du récepteur de radioastronomie, et l'on ne peut pas le déterminer de façon univoque comme s'il s'agissait d'une seule composante spectrale. Le niveau dépend aussi du contenu de l'image et, si les mesures radioastronomiques se font avec un temps d'intégration au récepteur, de la durée de l'image. A titre d'indication, on peut évaluer assez exactement le niveau de brouillage en supposant que le récepteur a une largeur de bande de 1 MHz et que certaines images se reproduisent assez souvent pour risquer de causer des brouillages.

La suppression du rayonnement hors bande d'un émetteur de télévision jusqu'aux bas niveaux exigés pour un récepteur de radioastronomie n'est justifiée que si ce dernier est capable d'abaisser à un niveau comparable l'énergie qu'il reçoit de la bande de télévision. Un amplificateur paramétrique normal peut commencer à être saturé à un niveau d'entrée de 1 μW, mais on considère que le problème principal n'est pas d'éviter cette saturation. Il sera plus difficile, en général, de réduire le brouillage, en donnant au filtre passe-bande à fréquence intermédiaire une caractéristique appropriée, puisqu'il faut affaiblir le signal brouilleur de quelque 110 dB au-dessous du niveau d'entrée de 1 μW pour obtenir la même sensibilité de mesure qu'en l'absence de brouillage, comme indiqué dans le présent Rapport.

En général, les brouillages au bord de la bande posent, dans les bandes du service de radioastronomie qui sont suffisamment éloignées des fréquences de télévision, des problèmes techniques bien plus graves que ne le font les brouillages par harmoniques ou intermodulation. Il peut falloir recourir à des dispositifs spéciaux de filtrage, mais dans ce dernier cas, la réalisation du matériel sera moins compliquée. La protection des stations de radioastronomie dans les zones très développées peut demander l'adjonction, dans plusieurs stations de télévision, de filtres capables de traiter toute la sortie de l'émetteur. Il en résulte que, outre des considérations de faisabilité technique et de coût, il faut s'occuper aussi d'organiser des vérifications du degré d'élimination.

2.1.1 *Brouillage en bordure de bande causé par la télévision en B.dm dans les bandes de 608 à 614 MHz attribuées à la radioastronomie*

Le brouillage à la limite de la bande présente, par exemple, un grave problème pour les émissions sur le canal européen 39 (ou sur le canal américain 38), car, avec la porteuse vidéo à la fréquence de 615,25 MHz, la portion entièrement transmise de la bande latérale inférieure (résiduelle) s'étend vers le bas, de 0,75 MHz, et même de 1,25 MHz avec les normes I et L du CCIR, atteignant ainsi 614 MHz. Au-dessous de cette fréquence, la bande latérale inférieure est affaiblie, mais le niveau résiduel constitue une source de brouillage possible avec la bande nominale attribuée à la radioastronomie. En supposant qu'on ait très affaibli le signal modulé au bord de la bande, avant l'étage final de l'émetteur, les signaux à des fréquences comprises dans la bande de radioastronomie qui prennent naissance dans cet étage final (en l'absence de filtre de sortie) vont alors s'étendre jusqu'à une fréquence juste inférieure à 610 MHz, à un niveau qui sera normalement d'environ -55 dB par rapport à celui de la porteuse vidéo, ce niveau étant mesuré dans une largeur de bande de 1 MHz. En outre, dans le cas d'une émission en couleur, il y aura un signal à bande étroite à 611 MHz environ, dont le niveau pourra atteindre -42 dB s'il s'agit d'images les plus défavorables. Un produit d'intermodulation à 609,25 MHz, dû au fait que la puissance provenant de l'émetteur son atteint l'émetteur vidéo par l'intermédiaire du combineur ou diplexeur, sera au niveau de -55 dB, mais, à part cela, les signaux dans la plus grande partie de la moitié inférieure du canal 38 seront à un niveau égal ou inférieur à -80 dB. Etant donné que le signal n'atteindra -42 dB qu'occasionnellement pendant les plus mauvaises conditions d'image, et que les émetteurs comprennent souvent un simple filtre éliminateur de bande à flancs raides à la sortie, pour réduire la bande latérale couleur qui a été régénérée, il semble correct de prendre une valeur arrondie de -50 dB pour le niveau relatif du signal dans une largeur de bande de 4 MHz, largeur courante dans le cas d'un récepteur sans dispositif spécial de filtrage. Pour réduire les niveaux des brouillages hors bande, des filtres pour grande puissance, avec compensation de temps de propagation de groupe, seront nécessaires sur les lignes d'alimentation de départ qui assurent les transmissions sur le canal. Du fait de la raideur de coupure de ces filtres, un affaiblissement de un ou deux décibels pourrait être inévitable. Dans ce cas, il faudrait prévoir des émetteurs de plus grande puissance. Une solution sans doute techniquement possible, bien que coûteuse, serait d'abaisser à -100 dB le niveau de la composante hors bande qui tombe dans la bande de radioastronomie, mais une suppression plus radicale ne serait probablement pas réalisable dans la pratique.

D'autres cas de brouillage à la limite de la bande sont énumérés dans le Tableau I.

TABLEAU I – *Services dans les bandes adjacentes qui pourraient causer un brouillage préjudiciable au service de radioastronomie* *

Bande attribuée à la radioastronomie à titre primaire dans le monde entier	Bande(s) adjacente(s)	Services dans les bandes adjacentes (1)
13,36-13,41 MHz	13,26-13,36 MHz	MOBILE AÉRONAUTIQUE (R)
25,55-25,67 MHz	25,67-26,10 MHz	RADIODIFFUSION
322-328,6 MHz	273-322 MHz	MOBILE, y compris par satellite
	328,6-335,4 MHz	RADIONAVIGATION AÉRONAUTIQUE
1400-1427 MHz	1350-1400 MHz	RADIOLOCALISATION
	1429-1525 MHz	MOBILE (Région 1) Radiodiffusion par satellite (2)
1660-1670 MHz	1656,5-1660,5 MHz	MOBILE TERRESTRE PAR SATELLITE (Terre vers espace)(3)
	1670-1690 MHz	AUXILIAIRES DE LA MÉTÉOROLOGIE MÉTÉOROLOGIE PAR SATELLITE (espace vers Terre)
2690-2700 MHz	2655-2690 MHz	RADIODIFFUSION PAR SATELLITE (espace vers Terre) FIXE PAR SATELLITE (Région 2)
	2700-2900 MHz	RADIONAVIGATION AÉRONAUTIQUE Radiolocalisation
4990-5000 MHz	4800-4990 MHz	MOBILE
	5000-5250 MHz	RADIONAVIGATION AÉRONAUTIQUE
10,6-10,7 GHz	10,55-10,6 GHz	Radiolocalisation
	10,7-11,7 GHz	FIXE PAR SATELLITE (espace vers Terre)
15,35-15,4 GHz	14,8-15,35 GHz	MOBILE Recherche spatiale
	15,4-15,7 GHz	RADIONAVIGATION AÉRONAUTIQUE
22,21-22,5 GHz	22,5-22,55 GHz	MOBILE RADIODIFFUSION PAR SATELLITE (Régions 2 et 3)
23,6-24 GHz	23,55-23,6 GHz	MOBILE
	24-24,05 GHz	AMATEUR AMATEUR PAR SATELLITE ISM (4)
31,3-31,8 GHz	31-31,3 GHz	MOBILE Fréquences étalon et signaux horaires par satellite (espace vers Terre) Recherche spatiale
	31,8-32 GHz	RADIONAVIGATION Recherche spatiale

* Non compris les services fixe et mobile, à l'exception du service mobile aéronautique (voir le § 2.3).

(1) Dans ces attributions, la catégorie des services est conforme aux dispositions des numéros 413 à 418 du Règlement des radiocommunications.

(2) A l'étude (voir la Résolution N° 505 de la CAMR-79).

(3) Voir aussi le renvoi 730A (MOB-87) du Règlement des radiocommunications.

(4) ISM: applications industrielles, scientifiques et médicales.

TABLEAU I *(suite)*

Bande attribuée à la radioastronomie à titre primaire dans le monde entier	Bande(s) adjacente(s)	Services dans les bandes adjacentes (1)
42,5-43,5 GHz	40,5-42,5 GHz	RADIODIFFUSION PAR SATELLITE RADIODIFFUSION Mobile
	43,5-47 GHz	MOBILE MOBILE PAR SATELLITE RADIONAVIGATION RADIONAVIGATION PAR SATELLITE
86-92 GHz	84-86 GHz	MOBILE RADIODIFFUSION RADIODIFFUSION PAR SATELLITE
	92-95 GHz	MOBILE RADIOLOCALISATION
105-116 GHz	102-105 GHz	FIXE PAR SATELLITE (espace vers Terre) MOBILE
	116-126 GHz	INTER-SATELLITES MOBILE
164-168 GHz	151-164 GHz	FIXE PAR SATELLITE (espace vers Terre) MOBILE
	168-170 GHz	MOBILE
182-185 GHz	176,5-182 GHz	INTER-SATELLITES MOBILE
	185-190 GHz	INTER-SATELLITES MOBILE
217-231 GHz	202-217 GHz	MOBILE
	231-235 GHz	FIXE PAR SATELLITE (espace vers Terre) MOBILE Radiolocalisation
265-275 GHz	252-265 GHz	MOBILE MOBILE PAR SATELLITE RADIONAVIGATION RADIONAVIGATION PAR SATELLITE

(1) Dans ces attributions, la catégorie des services est conforme aux dispositions des numéros 413 à 418 du Règlement des radiocommunications.

2.1.2 *Brouillage par harmoniques et intermodulation*

Cette forme de brouillage peut se produire dans une bande quelconque; elle prend naissance principalement dans l'étage de sortie des émetteurs. Le tube de sortie d'un émetteur de grande puissance est d'ordinaire un klystron. On a représenté sur la Fig. 1 une disposition habituelle de filtres combineurs dans le cas où quatre programmes (chacun comprenant une porteuse vidéo, f_v et une porteuse son, f_s) sont combinés et appliqués à une antenne commune. Dans certaines stations, cette disposition est doublée, à titre de précaution contre des défaillances éventuelles, et les deux sorties combinées ainsi obtenues peuvent être divisées et transmises chacune par sa ligne d'alimentation à la moitié correspondante de l'antenne scindée en deux.

Les harmoniques 2 et 3 de la fréquence porteuse peuvent se manifester à un niveau assez élevé à la sortie du klystron, mais les émetteurs sont normalement pourvus de filtres (accordés ou passe-bas) qui affaiblissent tous les harmoniques à la sortie de l'émetteur jusqu'à un niveau inférieur d'au moins 60 dB à la puissance en crête (synchronisation). L'intermodulation entre porteuses se manifeste aussi lorsqu'une partie du signal provenant d'un émetteur pénètre, à travers les filtres combineurs, dans le circuit de sortie d'un autre émetteur. Les niveaux des composantes correspondantes ne peuvent pas se prévoir avec précision, mais, en supposant un affaiblissement d'insertion mutuel de 30 dB entre les sorties de tous les émetteurs, il est vraisemblable que les produits du deuxième et du troisième ordre concernant deux émetteurs vidéo seront engendrés à environ -60 dB, ceux concernant deux émetteurs son à environ -80 dB, et ceux concernant trois émetteurs son ou vidéo à environ -100 dB, par rapport à la puissance en crête (synchronisation). Les produits d'ordre plus élevé dans chacune de ces catégories seront d'un niveau un peu inférieur. Dans de nombreuses stations, on trouve deux antennes distinctes à deux canaux chacune plutôt qu'une antenne unique à quatre canaux, mais des effets de couplage se produisent encore entre les émetteurs, du fait du couplage mutuel entre les deux antennes. Dans ce cas, il est raisonnable de supposer un affaiblissement d'insertion mutuel de 40 dB, ce qui donne des niveaux inférieurs de 10 dB aux niveaux susmentionnés si le terme d'intermodulation concerne des émetteurs reliés à des antennes distinctes. Des filtres supplémentaires relativement simples permettraient d'affaiblir ces produits brouilleurs, à supposer que leur fréquence ne soit pas trop voisine de celle de l'émetteur. Certains émetteurs sont couramment équipés de filtres d'harmoniques du type passe-bas; les produits d'intermodulation dont les fréquences sont supérieures à la fréquence de coupure sont alors déjà éliminés jusqu'à des niveaux inférieurs à ceux qui ont été indiqués ci-dessus.

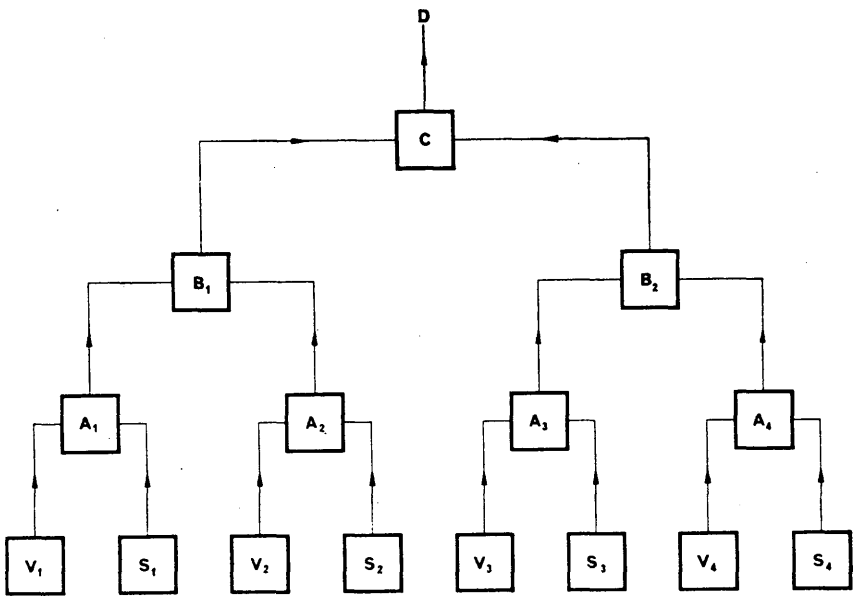


FIGURE 1 – *Disposition typique de filtres combineurs, dans le cas où l'on utilise une antenne commune pour quatre émissions simultanées*

V_1, V_2, V_3, V_4 : Emetteurs vidéo

S_1, S_2, S_3, S_4 : Emetteurs son

A_1, A_2, A_3, A_4 : } Filtres combineurs
B_1, B_2 : } Filtres combineurs
C : } Filtres combineurs

D : Sortie vers l'antenne en réseau

Les niveaux dont il a été question dans le précédent alinéa s'appliquent au brouillage engendré dans des klystrons. Des harmoniques et des produits d'intermodulation peuvent aussi prendre naissance dans des feeders et des antennes affectés de non-linéarité. L'expérience acquise au Royaume-Uni, lors de la mise en service de la bande II, montre qu'on ne peut pas abaisser fiablement les produits d'intermodulation au-dessous d'environ -100 dB par rapport au niveau des signaux émis, du fait de la distorsion causée par ces organes. Comme on ne possède pas encore de résultats de mesure pour des stations émettant simultanément plusieurs programmes en ondes décimétriques, il ne serait pas prudent au stade actuel de supposer qu'on puisse réaliser un degré plus élevé de suppression dans le feeder principal de l'antenne d'une telle station. En conséquence, l'addition de filtres supplémentaires dans les émetteurs ne peut qu'apporter une amélioration, jusqu'au point où le niveau d'un produit particulier dans les feeders atteint -100 dB par rapport à la puissance en crête (synchronisation). Il ne paraît pas possible économiquement de pousser l'amélioration au-delà de ce point.

Pratiquement, le gain de n'importe quelle antenne dans des directions horizontales ou voisines de l'horizontale, à des fréquences très éloignées de sa fréquence nominale, peut prendre toutes les valeurs possibles entre quelques décibels et 50 dB au-dessous de celle qu'il a à cette fréquence nominale. Il varie avec la fréquence d'une manière plus ou moins imprévisible, en fonction des détails de conception de l'antenne. On constatera peut-être ultérieurement que les caractéristiques du rayonnement de l'antenne comportent une réduction appréciable des brouillages pour la majorité des stations, mais il serait téméraire de compter sur cette réduction dans chaque cas particulier.

Citons ici des exemples particuliers de produits harmoniques et d'intermodulation tombant dans les bandes de radioastronomie, pour les émetteurs du Royaume-Uni qui fonctionnent selon la norme I du CCIR. Si un émetteur rayonne dans le canal 50 (fréquence des porteuses, f_v = 703,25 MHz pour l'image et f_s = 709,25 MHz pour le son), les fréquences $2f_v$, $f_v + f_s$ et $2f_s$ se trouvent dans la bande de 1400 à 1427 MHz attribuée pour l'étude de la raie de l'hydrogène. Avec un groupe de canaux tels que 21, 24, 27 et 31 rayonnés à partir du même emplacement, les produits d'intermodulation du troisième ordre du type $f_1 + f_2 - f_3$ peuvent tomber dans les bandes de 406 à 410 et de 606 à 614 MHz. Le troisième harmonique du canal 21 est dans la bande de l'hydrogène. On trouvera d'autres exemples dans le Tableau II.

TABLEAU II – *Services qui pourraient causer un brouillage par harmoniques au service de radioastronomie* *

Bande attribuée à la radioastronomie à titre primaire dans le monde entier	Service brouilleur	Harmonique de la fréquence attribuée
13,36-13,41 MHz	Mobile aéronautique	2
25,55-25,67 MHz	Maritime mobile	2, 3
322-328,6 MHz	Mobile (Régions 2 et 3) Radiodiffusion Radionavigation aéronautique	2 3 3
1400-1427 MHz	Radiodiffusion Mobile Météorologie par satellite (espace vers Terre)	2, 3 2 (Régions 2, 3), 3 3 (1)
1660-1670 MHz	Radiodiffusion Mobile (Régions 2 et 3) Radionavigation (Région 3)	2, 3 2, 3 (Région 3) 3
2690-2700 MHz	Radionavigation aéronautique Radiolocalisation Radiodiffusion (Régions 1 et 3) Mobile (Région 3)	2 2 (1), 3 (1) 3 3
4990-5000 MHz	Mobile Radiolocalisation ISM (2) Radiorepérage par satellite (espace vers Terre)	2 2 2 2
10,6-10,7 GHz	Radiolocalisation Mobile (Région 1) Fixe par satellite (espace vers Terre)	2, 3 (1) 3 (1) 3
15,35-15,4 GHz	Fixe par satellite (espace vers Terre) Radionavigation aéronautique	2 3
22,21-22,5 GHz	Fixe par satellite (espace vers Terre)	2, 3
23,6-24 GHz	Radiodiffusion (Régions 1 et 3) Radiodiffusion par satellite (Régions 1 et 3) Fixe par satellite (Région 2) Mobile	2 2 2 3

* Non compris les services fixe et mobile à l'exception du service mobile aéronautique (voir le § 2.3).

(1) Attribution à titre secondaire.

(2) ISM: applications industrielles, scientifiques et médicales.

TABLEAU II *(suite)*

Bande attribuée à la radioastronomie à titre primaire dans le monde entier	Service brouilleur	Harmonique de la fréquence attribuée
31,3-31,8 GHz	Radionavigation aéronautique	2
	Radiolocalisation	2, 3
	Mobile	3
	Amateur	3 (1)
	Amateur par satellite	3 (1)
42,5-43,5 GHz	Mobile	2
	Radionavigation	3
	Radionavigation par satellite	3 (1)
	Recherche spatiale	3 (1)
86-92 GHz	Mobile	2, 3
	Mobile par satellite	2
	Radionavigation	2
	Radionavigation par satellite	2
	Fréquences étalon et signaux horaires par satellite (espace vers Terre)	3 (1)
105-116 GHz	Inter-satellites	2
	Mobile	2, 3
	Recherche spatiale	3 (1)
	Auxiliaires de la météorologie	3
	Radiolocalisation	3
	Fixe par satellite (espace vers Terre)	3
164-168 GHz	Fixe par satellite (espace vers Terre)	2
	Mobile	2, 3
	Mobile par satellite (espace vers Terre)	2
	Inter-satellites	3
182-185 GHz	Mobile	2, 3
	Radiolocalisation	2, 3
	Inter-satellites	3
	ISM (2)	3
217-231 GHz	Mobile	3
	Amateur	3
	Amateur par satellite	3
	Radiolocalisation	3
265-275 GHz	Inter-satellites	2
	Mobile	2
	Mobile par satellite	2
	Radionavigation	2
	Radionavigation par satellite	2
	Radiolocalisation	2

2.1.3 *Niveaux absolus du brouillage causé par des émetteurs à ondes décimétriques*

On a considéré jusqu'ici les niveaux des composantes brouilleuses en les rapportant à la puissance en crête de l'émetteur vidéo. A titre d'indication, pour le calcul des niveaux absolus de brouillage en fonction de la distance par rapport à l'émetteur, on peut évaluer le champ créé par l'émission de télévision et supposer que le signal brouilleur se propagera de manière similaire, de sorte que le champ brouilleur reste au même niveau par rapport au signal de télévision.

Normalement, lorsqu'on étudie un service de télévision, on s'exprime en termes de champ à 10 m au-dessus du niveau du sol. On a estimé, par exemple, d'après les données de propagation du CCIR, qu'un émetteur de 1000 kW (puissance apparente rayonnée), avec une antenne de 300 m de hauteur, produit des champs dépassant 80 dB au-dessus de 1 μV/m à 50 km, pendant 1% du temps. S'il était possible d'affaiblir la partie hors bande du signal jusqu'à un niveau relatif de −100 dB (c'est-à-dire à peu près 50 dB d'affaiblissement supplémentaire au niveau de puissance élevé), le champ résultant serait de 20 dB au-dessous de 1 μV/m. L'importance de ce champ dépendrait de la plus ou moins grande proximité

de la direction dans laquelle on compte utiliser le faisceau de l'antenne de radioastronomie par rapport à la direction de l'émetteur, mais même si le gain dans la direction de l'émetteur ne dépassait jamais 0 dB par rapport à une antenne isotrope, le niveau de brouillage s'élèverait pendant un petit pourcentage du temps jusqu'à 20 dB au-dessus des seuils indiqués dans le Tableau I du Rapport 224 pour des mesures de continuum. On devra cependant noter que certaines grandes antennes de radioastronomie sont installées en moyenne à une hauteur bien supérieure à 10 m et qu'on peut donc s'attendre à des champs brouilleurs plus élevés à proportion. Suivant la topographie, certaines parties de ces antennes pourraient se trouver dans un champ égal ou même supérieur à celui en espace libre, qui, à 50 km, serait supérieur d'environ 25 dB au champ qu'on suppose créé à une hauteur de 10 m. Il est évident que la probabilité de brouillage doit être évaluée pour chaque trajet, compte tenu du profil du trajet ainsi que des dimensions et des spécifications de l'antenne de radioastronomie.

Dans la bande de 606 à 614 MHz, un champ de 80 dB au-dessus de 1 μV/m correspond à une puissance de −82 dBW à l'antenne de réception si le gain est de 0 dB. On se trouve ainsi nettement au-dessous du point de saturation du préamplificateur, de telle sorte que le problème principal posé par le récepteur consiste à réduire d'environ 100 dB la puissance reçue de la bande de télévision, par une combinaison de filtrages à haute fréquence et à fréquence intermédiaire, de manière à respecter les seuils indiqués par le CCIR. Ce degré d'affaiblissement est techniquement réalisable, bien que probablement voisin des limites de ce qui peut être fait sans introduire d'autres effets indésirables, tels que des distorsions de phase.

Enfin, on peut illustrer par un exemple similaire les effets du rayonnement harmonique. Supposons que le même champ de 80 dB au-dessus de 1 μV/m soit produit par un émetteur dans le canal 50, à une distance de 50 km, le deuxième harmonique se trouvant dans la bande de l'hydrogène; cet harmonique pourrait, dans des conditions normales, se trouver à 60 dB au-dessous de la fondamentale dans l'émetteur lui-même. Il faudrait un affaiblissement supplémentaire d'environ 60 dB pour satisfaire aux seuils indiqués dans le Rapport 224 avec une antenne de réception ayant un gain de 0 dB. Une partie de cet affaiblissement supplémentaire proviendra d'une diminution du rendement de rayonnement de l'antenne de l'émetteur, et un filtrage supplémentaire ne devrait pas présenter de difficultés, puisque les fréquences dont il s'agit sont très espacées. Les produits d'intermodulation, qui se développent à des fréquences fort éloignées des fréquences nominales de l'émetteur, devraient en général causer moins de difficultés que les harmoniques.

2.2 *Brouillages causés par des émissions de satellites*

La radioastronomie peut être fortement brouillée par les émissions de satellites, notamment les émissions de radiodiffusion sonore et de télévision. De par la nature d'un système de radiodiffusion par satellite, de vastes portions de la surface terrestre seront illuminées et la propagation se fera en visibilité directe. Le plus souvent, les sources de brouillage «de Terre» se trouvent dans les lobes latéraux extrêmes d'un radiotélescope, alors qu'une émission de satellite risque de se trouver également dans le lobe principal et dans les premiers lobes latéraux, ce qui donne un gain beaucoup plus grand. Par exemple, jusqu'à 5° par rapport à l'axe du lobe principal, le gain peut être supérieur de 25 dB au gain dans les lobes latéraux extrêmes (voir la Recommandation 509).

Les satellites géostationnaires se trouvant au-dessus de l'horizon d'un observatoire pourraient être particulièrement gênants. Le rayon de l'orbite de ces satellites est approximativement 6,6 fois le rayon de la Terre. La position de cette orbite en coordonnées célestes est présentée à la Fig. 2, telle qu'on la voit de la latitude de plusieurs grands observatoires de radioastronomie. Les plans de développement de certains services actifs prévoient l'utilisation d'un grand nombre de ces satellites, placés à proximité les uns des autres. Une telle série de sources potentielles de brouillage, qui peut se trouver dans les lobes latéraux proches d'un télescope, pose un problème de brouillage qui n'a pas encore été rencontré par les radioastronomes. Ce problème est traité géométriquement au § 2.2.1, pour deux niveaux de brouillage, mais sans tenir compte de la source ni de la nature du brouillage. Les § 2.2.2 et 2.2.3 traitent du brouillage en bordure de bande et du brouillage harmonique, pour un certain nombre de services.

Le Rapport 853 traite du souci particulier des brouillages pouvant être causés par les hauts niveaux de puissance rayonnés par le projet de système d'énergie solaire à satellite.

2.2.1 *Régions du ciel interdites à la radioastronomie par les émissions des satellites géostationnaires*

Le Rapport 224 indique les seuils de brouillage préjudiciable causé à la radioastronomie. On trouve dans ce Rapport, pour chaque bande de radioastronomie, le niveau de puissance captée par le récepteur, juste suffisant pour causer un brouillage préjudiciable. Ce Rapport donne aussi les densités surfaciques de puissance ($dB(W/m^2)$) qui causent un brouillage préjudiciable, calculées dans l'hypothèse où le gain du radiotélescope est de 0 dB dans la direction de la source brouilleuse. Un tel gain est à prendre en considération pour les sources brouilleuses de Terre voisines de l'horizon. Avec les sources géostationnaires, on obtient un résultat très différent, comme le montrent les § 2.2.1.1 et 2.2.1.2. Dans le second cas, on admet que la puissance surfacique du signal brouilleur est réduite de 30 dB. Une source brouilleuse unique donne un brouillage préjudiciable quand le gain du radiotélescope est de 30 dB à une distance angulaire de 1,2° de la source.

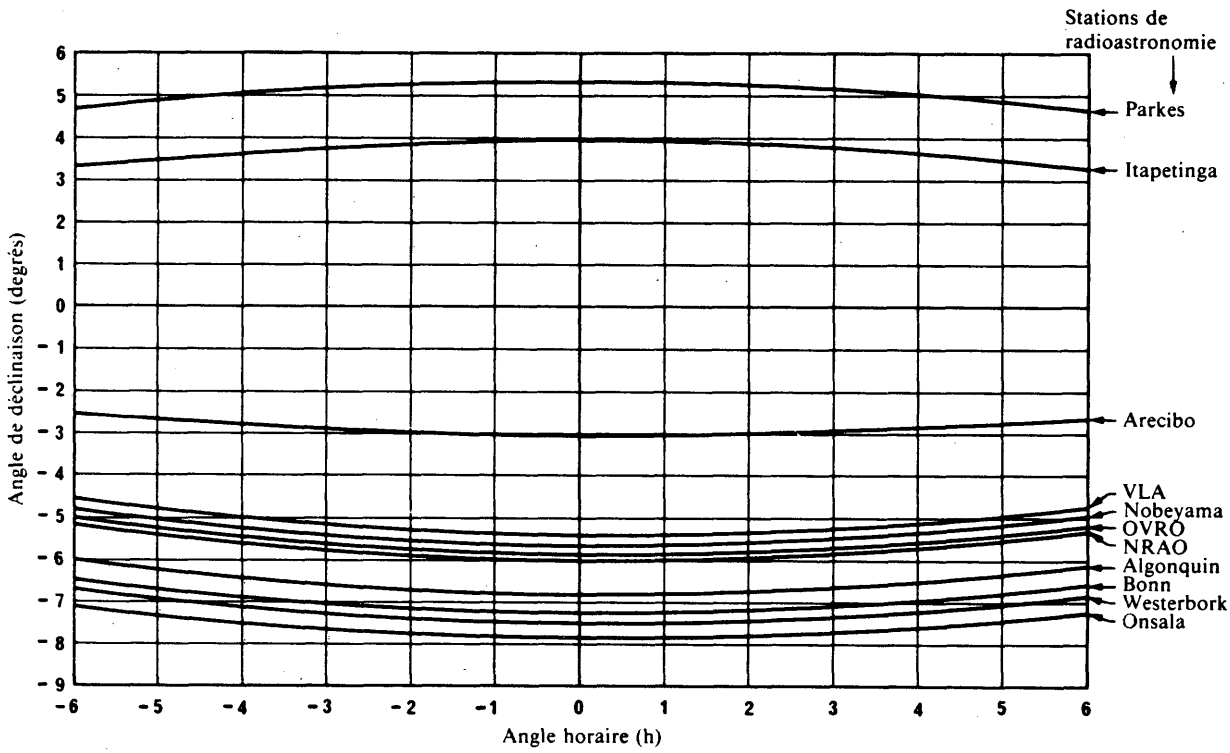


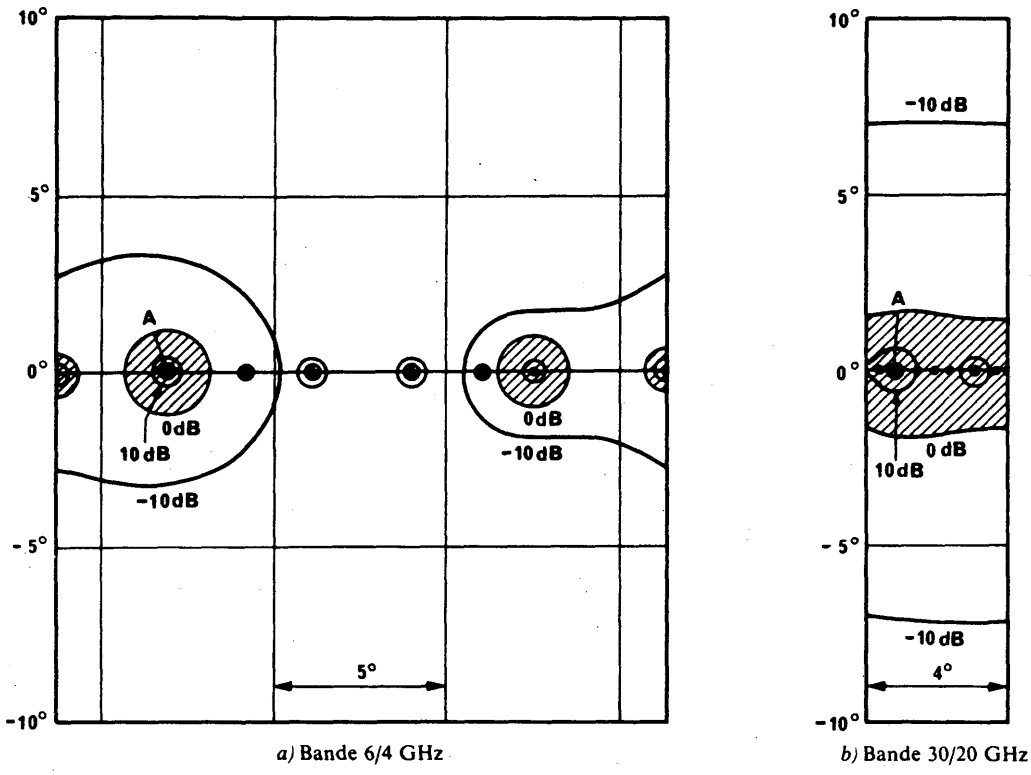
FIGURE 2 – *Projection de l'orbite des satellites géostationnaires sur la sphère céleste*

2.2.1.1 *Brouillage aux niveaux de seuil, indiqués dans le Rapport 224*

En supposant que l'antenne utilisée par le service de radioastronomie ait des lobes latéraux de caractéristiques identiques à celles admises dans la Recommandation 509, le gain des lobes latéraux tombera à 0 dBi à 19° à partir de l'axe du faisceau principal. Pour une telle antenne, le niveau de brouillage préjudiciable sera dépassé si le faisceau principal est orienté selon un angle de 19° par rapport au satellite qui, dans la bande réservée à l'astronomie, produit à l'observatoire de radioastronomie une puissance surfacique égale au seuil de brouillage préjudiciable mentionné dans le Rapport 224. Avec une série de satellites espacés à intervalles de 30° sur l'orbite des satellites géostationnaires et produisant des brouillages de ce niveau, il serait impossible de procéder à des observations radioastronomiques exemptes de brouillages dans une zone de 38° centrés sur l'orbite des satellites géostationnaires. La largeur de cette zone augmentera avec le nombre de satellites brouilleurs sur l'orbite et pourrait en principe s'étendre à l'ensemble du ciel. Le nombre effectif de satellites brouilleurs dépendra de la question de savoir si les signaux brouilleurs sont émis par l'antenne d'émission des satellites ou rayonnés d'une manière plus étendue. Les rayonnements hors bande qui ne sont pas nettement séparés de la fréquence d'émission du satellite seront sans doute émis par une antenne de satellite. Les brouillages qui sont nettement séparés en fréquence tels que les harmoniques pourront donner lieu à des rayonnements plus étendus, mais ils seront également moins difficiles à supprimer.

2.2.1.2 *Brouillage à 30 dB au-dessous des niveaux de seuil indiqués dans le Rapport 224*

On a entrepris une analyse plus détaillée, mais arbitraire de l'hypothèse où les satellites géostationnaires émettent des signaux brouilleurs à un niveau inférieur de 30 dB aux niveaux indiqués dans le Rapport 224 pour les brouillages préjudiciables. Dans ce cas, l'examen porte sur le brouillage à redouter au radio-observatoire de Nobeyama (Japon) d'une série de satellites répartis sur l'orbite (voir aussi le § 7.5.3.1 du doc. [CCIR, 1978-82]). Les calculs ont été faits pour les plans établis à titre d'échantillon pour plusieurs bandes du service fixe par satellite. Les résultats ainsi obtenus pour les paires de bandes 6/4 GHz et 30/20 GHz sont représentés à la Fig. 3. On suppose dans les deux cas que l'antenne d'un satellite a la même directivité pour la fréquence brouilleuse que pour celle des satellites du service fixe. Le plan se rapporte à 55 satellites géostationnaires qui fonctionnent dans les paires de bandes 6/4 GHz et se trouvent dans un arc de 120° de l'orbite au-dessus de la Région 3 et sur 224 satellites qui sont situés dans le même arc mais fonctionnent dans les bandes 30/20 GHz. Les aires hachurées de la Fig. 3 représentent les zones du ciel pour lesquelles le radio-observatoire de Nobeyama subirait un brouillage préjudiciable. Aux fréquences inférieures, il y a des zones isolées qui entourent les satellites et dont la plus grande a pour centre un satellite pour lequel l'observatoire tombe dans le champ du lobe principal. Aux fréquences supérieures, les satellites sont suffisamment proches les uns des autres pour créer une ceinture de brouillage continue large de 3° environ. Pour les niveaux auxquels est supposé se produire le brouillage dans ce cas, un signal non désiré qui atteint le seuil du brouillage préjudiciable est reçu par l'antenne radioastronomique quand elle est pointée à une distance angulaire de 1,2° d'un seul satellite dont l'antenne d'émission irradie l'observatoire par son lobe principal. Dans ces conditions, les autres satellites contribuent de façon négligeable au rayonnement brouilleur total qui est reçu dans les paires de bandes 6/4 et 11/14 GHz, et cela moitié moins dans la paire de bandes supérieure où le nombre de satellites est plus grand.



a) Bande 6/4 GHz *b)* Bande 30/20 GHz

FIGURE 3 – *Exemples du niveau des rayonnements non essentiels de huit satellites géostationnaires dans la bande 6/4 GHz a), et la bande 30/20 GHz b). Hypothèse de calcul: répétition périodique, le long de l'arc de 120° de cette disposition des satellites. La lettre A indique un satellite dont le faisceau principal est dirigé vers l'observatoire Nobeyama*

2.2.1.3 *Autres considérations*

La mise en service de nombreux satellites géostationnaires risquerait de causer de graves brouillages au service de radioastronomie. Pour éliminer ce risque, il faut évidemment trouver un compromis entre la perte d'une certaine zone du ciel par les observations radioastronomiques et la suppression, difficile, des émissions brouilleuses en provenance des satellites. Un tel compromis pourrait impliquer des conditions intermédiaires entre celles des deux cas ci-dessus. Il est utile d'étudier en détail un tel cas intermédiaire. S'agissant de la zone du ciel qui est perdue pour la radioastronomie, il ressort de la Fig. 2 que, si des observations sont possibles jusqu'à une distance angulaire de 5° environ de l'orbite des satellites géostationnaires, chaque position de la voûte céleste est observable d'au moins un observatoire déjà en service s'il est doté des équipements appropriés.

L'analyse du rayonnement émis par les satellites géostationnaires (§ 2.2.1.1, 2.2.1.2 et 2.2.1.3) est fondée sur l'hypothèse selon laquelle les orbites de ces satellites sont situées dans le plan de l'équateur terrestre. Or la Lettre circulaire de l'IFRB N° 737, Tableau AR1, page 15, définit tous les satellites géosynchrones ayant des angles d'inclinaison orbitale de moins de 5° comme étant des satellites géostationnaires. L'effet des inclinaisons orbitales sur les considérations développées dans le présent rapport dépendra de la distribution des angles d'inclinaison des satellites géostationnaires dont les émissions sont des sources potentielles de brouillage pour la radioastronomie. Cet effet nécessite un complément d'étude.

On devrait remarquer aussi que tous les types d'installations de radiotélescopes ne sont pas aussi sensibles au brouillage que le type à une seule antenne auquel s'appliquent les Tableaux I et II du Rapport 224. Pour les interféromètres et les réseaux synthétiseurs, le seuil d'un brouillage préjudiciable est plus élevé [Thompson, 1982]. Cependant, ces instruments servent principalement à l'étude des radiosources de très petites dimensions angulaires; par contre, les télescopes à une seule antenne jouent un rôle important en radioastronomie pour l'observation des radiosources étendues dans l'espace.

2.2.2 *Brouillage en bordure de bande*

Lorsqu'on étudie les probabilités de brouillage, on peut prendre comme exemple la situation qui se présente à l'intérieur et au voisinage de la bande de 2690 à 2700 MHz attribuée à la radioastronomie, pour ce qui est du brouillage susceptible d'être causé par les satellites de radiodiffusion que l'on projette de faire fonctionner dans la bande de 2550 à 2690 MHz; d'autres exemples sont énumérés dans le Tableau I. Le Règlement des radiocommunications spécifie des valeurs maximales de la puissance surfacique, en vue de protéger le service fixe de Terre avec lequel le service de radiodiffusion par satellite partage la bande de fréquences. Le critère à respecter est que la puissance surfacique ne doit pas dépasser -137 dB(W/m^2) dans une bande quelconque large de 4 kHz lorsque l'angle de site du satellite dépasse 25° (voir le numéro 2562 du Règlement des radiocommunications).

La densité spectrale des émissions des satellites de radiodiffusion doit diminuer jusqu'à la limite de la bande et dans la bande de radioastronomie. Dans l'hypothèse d'une coupure rectangulaire du spectre de l'émetteur et de caractéristiques normales de coupure du récepteur, on peut donner l'indication générale suivante: dans la tranche supérieure de 1 MHz d'un signal de satellite de radiodiffusion qui produit le maximum admissible pour la puissance surfacique, l'énergie est susceptible de brouiller une observation de radioastronomie si les limites nominales de la bande sont séparées de moins de 4 MHz. On ne sait pas encore si cette séparation suffirait pour empêcher les bandes latérales de l'émission de radiodiffusion de pénétrer à l'intérieur de la bande de radioastronomie et d'y causer des brouillages nuisibles. Par ailleurs, les observations de radioastronomie sont moins sensibles aux brouillages si l'observatoire se trouve très éloigné de la zone de service du satellite, mais là encore on ne sait pas quelle est l'importance de cette protection. Une diminution de 30 dB de la p.i.r.e. du satellite dans la direction de l'observatoire permettrait de ramener la séparation à une valeur de l'ordre de 1 MHz, à condition que cette séparation soit suffisante pour écarter de la bande de radioastronomie les bandes latérales brouilleuses du satellite.

Un contrôle attentif du spectre rayonné peut atténuer le problème du brouillage au bord de la bande. L'Annexe I décrit quelques résultats de mesure du brouillage dans la bande de radioastronomie 2690 à 2700 MHz faisant apparaître l'avantage qu'il y a à filtrer les émissions des satellites. L'Annexe II montre comment l'utilisation d'un filtre éliminateur de bande soigneusement conçu à bord du satellite météorologique géostationnaire du Japon a permis de réduire le brouillage dans la bande de radioastronomie 1660-1670 MHz. Dans l'Annexe I, les résultats des mesures sont comparés avec les niveaux de brouillage préjudiciables du Rapport 224. Toutefois, les résultats de l'Annexe II montrent que le niveau de brouillage est nettement inférieur à celui indiqué dans le Rapport 224; en fait, il se situe au-dessous du niveau mentionné au § 2.2.1.2 ci-dessus.

2.2.3 *Brouillage harmonique*

2.2.3.1 Rayonnement sur l'harmonique 2 des émissions des satellites de radiodiffusion dans la bande 23,6 - 24,0 GHz

Une autre cause possible de brouillage des observations de radioastronomie est le rayonnement sur l'harmonique 2 des émissions des satellites de radiodiffusion dans la bande de 11,7 à 12,5 GHz. (Voir le Rapport 807.) Cet harmonique est en effet situé dans la bande de 23,4 à 25,0 GHz, laquelle inclut la bande de 23,6 à 24,0 GHz attribuée en exclusivité aux services passifs. Pour les Régions 1 et 3, l'Annexe 8 de l'Appendice 30 du Règlement des radiocommunications précise, pour la réception individuelle dans la bande 11,7-12,5 GHz, une puissance surfacique minimale de -103 dB(W/m^2) à la limite de la zone de couverture et la puissance surfacique au centre de la zone de couverture serait normalement de -100 dB(W/m^2). Ces valeurs de puissance surfacique sont applicables à chaque canal du service de radiodiffusion par satellite. Les deuxièmes harmoniques des canaux 5 à 15 tombent dans la bande de radioastronomie et huit d'entre eux peuvent illuminer un observatoire. La puissance surfacique totale dans la bande 11,8-12,0 GHz peut atteindre une valeur de -91 dB(W/m^2). D'après le Tableau I du Rapport 224, les observations de radioastronomie faites sur la fréquence 24 GHz seraient influencées défavorablement par des signaux brouilleurs de niveau supérieur à -147 dB(W/m^2) dans une bande de 400 MHz, avec un gain dans les lobes latéraux de 0 dB. Il se peut, par exemple, que l'antenne du radiotélescope ait un gain de l'ordre de 70 dB de sorte que des signaux provenant d'un seul satellite avec un niveau de -217 dB(W/m^2) causeraient des brouillages si l'antenne était pointée dans la direction du satellite. L'affaiblissement qu'il faut faire subir au deuxième harmonique par rapport au fondamental du signal de radiodiffusion serait donc de 126 dB et il faudrait prendre, dans la conception de l'émetteur, des précautions spéciales pour éviter qu'il y ait des brouillages dans le faisceau principal du radiotélescope. Si, par contre, l'on considère un gain d'antenne de radiotélescope de 0 dB, l'affaiblissement qu'il faudrait subir aux harmoniques serait de 56 dB, et pour un gain de 30 dB, l'affaiblissement requis serait de 86 dB. Il s'agit là des valeurs de gain d'antenne utilisées dans les § 2.2.1.1 et 2.2.1.2. Cependant, ces paragraphes concernent une distribution plus complexe des satellites et un traitement similaire dans ce paragraphe pourrait mener à des valeurs d'affaiblissement nécessaire quelque peu différentes de celles précisées ci-dessus. Le § 2.2.1.3 indique que, si des observations étaient possibles jusqu'à une distance angulaire de 5° de l'orbite des satellites géostationnaires, chaque position de la voûte céleste serait observable par l'utilisation des principaux observatoires actuels. Le gain de l'antenne de référence de la Recommandation 509, à 5° de son axe, est de 15 dBi. Pour cette raison, un affaiblissement des harmoniques de 71 dB serait nécessaire, ce qui peut être obtenu au moyen de techniques de conception classique.

2.2.3.2 Rayonnement sur l'harmonique 2 des émissions du service fixe par satellite au voisinage de la fréquence 22,2 GHz

Un risque analogue de brouillage par les harmoniques se présente dans la bande de la vapeur d'eau, sur la fréquence 22,2 GHz, en raison des émissions faites dans le service fixe par satellite dans la bande de 10,95 à 11,2 GHz; toutefois, les valeurs admissibles de la puissance surfacique produite à la surface de la Terre sont plus faibles dans le service fixe par satellite que dans le service de radiodiffusion par satellite, d'où il résulte que les problèmes de brouillage seront moins difficiles à résoudre. Cela vaut aussi pour les bandes passives 15,35 à 15,4 GHz et 164 à 168 GHz qui contiennent aussi des deuxièmes harmoniques de fréquences attribuées aux émissions espace vers Terre. On trouvera d'autres exemples dans le Tableau II.

2.2.3.3 Rayonnement sur l'harmonique 2 des émissions du service de radiorepérage par satellite dans la bande 4 990 - 5 000 MHz

Un troisième exemple important a trait au service de radiorepérage par satellite (SRRS) dont un système est décrit dans le Rapport 1050. Pour le système décrit à l'Annexe I de ce rapport, les liaisons descendantes des satellites géostationnaires aux stations mobiles sont situées dans la bande 2 483,5 - 2 500,0 MHz attribuée au service de radiorepérage par satellite par la CAMR services mobiles 1987. Il découle du Tableau II de l'annexe que la puissance surfacique à la surface de la Terre dans cette bande est de -108 dB(W/m^2). L'harmonique 2 du signal du trajet descendant s'étend sur la bande 4 990 - 5 000 MHz attribuée au plan mondial à titre primaire au service de radioastronomie dans le monde (4 950 - 5 000 MHz, en Argentine, en Australie et au Canada). Le seuil, à partir duquel les brouillages causés au service de radioastronomie dans la bande 4 990 - 5 000 MHz sont nuisibles, est de -171 dB(W/m^2) (voir le Tableau I du Rapport 224). Pour que l'on puisse effectuer des observations de radioastronomie à 5° de l'orbite des satellites géostationnaires (voir la Recommandation 611), cette valeur devrait être abaissée d'encore 15 dB. Ainsi, si l'on prend pour hypothèse que la puissance de l'harmonique 2 est uniformément répartie dans la bande 4 967 - 5 000 MHz, la suppression requise de l'harmonique 2 pour ne pas causer de brouillages nuisibles au service de radioastronomie dans la bande attribuée au plan mondial est de 73 dB par rapport à l'émission fondamentale.

2.2.3.4 Rayonnement sur l'harmonique 3 des émissions du service de météorologie par satellite dans la bande 1 400 - 1 427 MHz

Certains satellites de météorologie recueillent les données provenant de plates-formes situées sur la surface de la Terre ou à son voisinage et les retransmettent à des centres de rassemblement de données. Dans ces systèmes, les plates-formes sont interrogées au moyen d'émissions faites par les satellites dans la bande de 460 à 470 MHz. Par exemple, l'Annexe I au Rapport 395 mentionne l'emploi de la fréquence 468,825 MHz avec des puissances pouvant aller jusqu'à 40 W. Or, l'harmonique 3 d'une telle émission (1406,475 MHz) tombe dans la bande passive de 1400 à 1427 MHz; la possibilité de brouillages est donc à étudier. Les propositions d'utilisation future de la bande de 460 à 470 MHz pour l'interrogation des plates-formes semblent actuellement limitées aux satellites géostationnaires. Le gain de l'antenne du satellite sur la fréquence fondamentale serait de 7,4 dB, mais l'on ne sait rien des performances de l'antenne sur une fréquence harmonique et il est peu vraisemblable que l'on connaisse son gain dans la direction de tel ou tel observatoire radioastronomique. Pour l'étude initiale, on admettra donc que le rayonnement harmonique est isotrope. La puissance surfacique à la surface de la Terre dans la région où se trouve la projection du satellite est donc de -146 dB(W/m^2) pour un émetteur de 40 W et sur la fréquence fondamentale. D'après le Rapport 224, dans la bande de 1400 à 1427 MHz, la puissance surfacique des signaux brouilleurs ne devrait pas dépasser -180 dB(W/m^2) si le gain isotrope du télescope est de 0 dB. Dans ces conditions, il est peu probable qu'un rayonnement harmonique soit suffisant pour donner lieu à un brouillage. D'autre part, si un radiotélescope de 60 dB était pointé vers le satellite, la puissance surfacique donnant lieu à un brouillage serait de -240 dB(W/m^2), et il faudrait faire subir aux harmoniques un affaiblissement de 94 dB. L'obtention d'un tel affaiblissement demande peut-être des précautions spéciales. Si l'on suppose un gain d'antenne de 30 dBi, comme c'est le cas au § 2.2.1.2, l'affaiblissement qu'il faudrait faire subir aux harmoniques serait de 64 dB.

2.3 *Brouillage émanant d'autres services*

L'intensité des signaux dans les bandes adjacentes varie dans une grande mesure selon la nature du service. Les désignations données aux services sont très générales et chacune embrasse un grand nombre de types de système d'émission. C'est dans les bandes de fréquences attribuées aux services de radiorepérage et de radionavigation aéronautique que l'on risque de rencontrer les puissances maximales instantanées les plus grandes, puisqu'elles sont utilisées par des radars d'aéronef de grande puissance. Les émissions des stations de ces services produisent aux emplacements d'observatoires relativement isolés des puissances surfaciques moyennes qui dépassent couramment -100 dB(W/m^2) et même -50 dB(W/m^2). Les observations faites dans l'une des plus importantes bandes de radioastronomie, la bande 1400 à 1427 MHz, peuvent être affectées par un brouillage au bord de la bande dû au radiorepérage auquel est attribuée la bande adjacente 1350 à 1400 MHz. La bande de radioastronomie 4990 à 5000 MHz est adjacente à la bande de radionavigation aéronautique 5000 à 5250 MHz qui sera utilisée par le nouveau système d'atterrissage à hyperfréquences de l'Organisation de l'aviation civile internationale. Ce système exploitera des émetteurs au sol dans la bande 5030,85 à 5090,85 MHz. On peut s'attendre à une valeur de crête de la puissance apparente rayonnée comprise entre 20 et 25 dBW par voie dans le faisceau d'exploration. Les normes de brouillage du système exigent que la valeur moyenne de la densité surfacique de puissance, mesurée dans une bande de 150 kHz, dont la fréquence centrale est à 840 kHz ou plus de la fréquence nominale de la voie, ne dépasse pas $-100{,}5$ dB(W/m^2) pour les émissions de guidage angulaire et $-95{,}5$ dB(W/m^2) pour la transmission de données à plus de 600 m d'altitude. Le niveau du signal à 5030 MHz ne dépasse pas une puissance surfacique de -147 dB(W/(m^2 · Hz)).

Il se peut que les émissions Terre vers espace du service mobile aéronautique par satellite gênent la radioastronomie étant donné que les émetteurs de bord peuvent se trouver en visibilité directe d'un observatoire.

Les services fixe et mobile utilisent des techniques de transmission variées. Les densités spectrales de puissance surfacique auxquelles on peut s'attendre dans un observatoire sont de l'ordre de -127 dB(W/(m^2 · Hz)), ce qui correspond à un émetteur d'une p.i.r.e. de 100 W avec largeur de bande de 10 kHz situé à une distance de 60 km. Les services fixe et mobile (sauf le service mobile aéronautique) sont généralement à courte portée, et ne doivent pas poser trop de problèmes de brouillage à la limite de bande; en fait, plusieurs bandes de fréquences sont attribuées aux services fixe, mobile (sauf au service aéronautique) et de radioastronomie.

2.3.1 *Rayonnements non désirés causés par la modulation à large bande*

Dans certains types d'émissions, souvent associées à des données numériques, des bandes latérales spectrales sont produites dans une bande de fréquences beaucoup plus large que celle qui est utilisée pour la réception de ces signaux. En particulier, la modulation par inversion de phase MDP-2 produit un spectre de puissance de la forme $(\sin x/x)^2$, avec des maximums secondaires récurrents à l'extérieur de la largeur de bande utile, ces maxima diminuant lentement avec la fréquence. En l'absence de filtrage, les bandes latérales décalées d'environ dix fois la largeur de bande à 3 dB par rapport à la fréquence porteuse ont une densité spectrale de puissance qui est inférieure d'environ 36 dB seulement au niveau de puissance obtenu au centre de la bande. Si, de plus, la fréquence de modulation d'une telle émission MDP-2 est comprise entre 10 et 20 MHz, les dix largeurs de bande en question couvrent plusieurs centaines de MHz à partir de la fréquence assignée. Considérons, par exemple, un émetteur MDP-2 simple fonctionnant avec une fréquence de modulation de 10 MHz centrée sur 1615 MHz, avec une puissance de 40 W et une antenne d'émission isotrope montée sur un aéronef avec une distance de visibilité directe de 400 km (distance de l'horizon pour un aéronef volant à une altitude d'environ 10 000 m). Les émissions brouilleuses d'un tel émetteur donneraient même dans la bande 1400-1427 MHz et au point de réception, une puissance surfacique supérieure de 40 dB au seuil de brouillage préjudiciable indiqué dans le Tableau 1 du Rapport 224; il va sans dire que les émissions dans la bande 1660-1670 MHz, également attribuée à la radioastronomie, se situeraient à un niveau nettement supérieur. Des émetteurs de ce type montés sur des engins spatiaux pourraient être des sources de brouillage encore plus gênantes pour la radioastronomie. Il importe de prendre des précautions dans la conception de ces types d'émetteurs, pour assurer un affaiblissement suffisant des émissions brouilleuses.

La technique MDP-2 avec une fréquence de modulation de plusieurs MHz est utilisée dans certains types de modulation à étalement du spectre. Les techniques d'étalement de spectre nouvelles sont caractérisées par un signal à large bande avec une faible densité de puissance qui rappelle celle du bruit aléatoire. Cette caractéristique réduit, en général, les risques de brouillage des systèmes de communication classiques à bande étroite par ces systèmes à spectre étalé, mais non les risques de brouillage du service de radioastronomie. Dans ce service, les signaux cosmiques ont la forme d'un bruit aléatoire et on utilise souvent de grandes largeurs de bande. Aux faibles signaux dont s'occupent les radioastronomes, il est généralement impossible de faire la distinction entre des signaux à spectre étalé et des signaux cosmiques. Le Rapport 224 donne les seuils de brouillage préjudiciable en puissance surfacique pour des signaux artificiels tombant dans une bande de radioastronomie; ces seuils s'appliquent à des émissions non désirées ainsi qu'à des émissions intentionnelles et à tous les types de modulation, y compris celui dont il a été question ci-dessus.

2.4 *Services qui peuvent causer du brouillage au service de radioastronomie*

Le Tableau I énumère les services qui pourraient poser des problèmes de contiguïté de bande au service de radioastronomie. Le Tableau II énumère les services qui pourraient poser des problèmes d'harmoniques; il n'est tenu compte que des deuxième et troisième harmoniques.

3. Brouillage en bordure de bande et récepteur de radioastronomie

3.1 *La réponse globale*

Pour calculer la puissance effective P produite à l'entrée d'un radiomètre par les signaux en provenance d'une émission dans une bande adjacente, on considère une limite de bande f_0 au-delà de laquelle on se trouve en présence d'une densité spectrale de puissance surfacique uniforme, S (W/(m^2 · Hz)) (voir la Fig. 4). Soit A la surface de captage du télescope dans la direction d'arrivée des signaux brouilleurs, $-a_0$ (dB) le niveau auquel le gain du radiomètre a été abaissé au bord de la bande, et $-k$ (dB/Hz) la pente de la courbe de réponse du radiomètre au-delà du bord de la bande. Etant donné que la plus grande partie du signal est captée dans une bande de $4{,}35/k$ de largeur effective, ce qui correspond à une largeur de bande type de 0,5 MHz, la limite supérieure infinie de l'intégrale est justifiée si la gamme de fréquences au-delà de la limite de la bande attribuée à la radioastronomie est pleinement utilisée sur quelques mégahertz.

$$P = AS \int_{f_0}^{\infty} 10^{-\{a_0 + k\,(f - f_0)\}/10}\, \mathrm{d}f = 4{,}45 \times 10^{-a_0/10}\, AS/k \qquad (1)$$

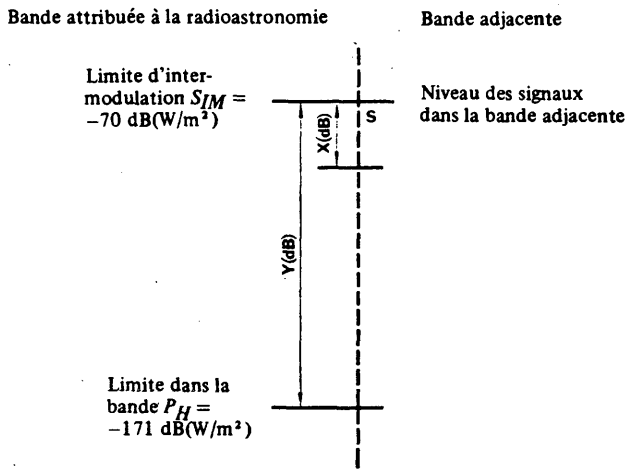


FIGURE 4 – *Niveau des signaux au voisinage de la limite de la bande*
(Les valeurs numériques se rapportent à la bande des 5 GHz attribuée à la radioastronomie)

X dB : affaiblissement requis à la fréquence du signal à la limite de la bande

Y dB : affaiblissement total requis à la limite de la bande

Les puissances maximales tolérables pour les observations radioastronomiques, telles qu'indiquées dans le Tableau I du Rapport 224, sont comprises entre 10^{-17} W et 10^{-21} W dans le cas de largeurs de bande types à des fréquences supérieures à 1 GHz. Pour un signal continu avec $S = 2 \times 10^{-13}$ W/(m² · Hz), la puissance 10^{-21} W ne sera pas dépassée si, par exemple, la réponse du récepteur à la limite de la bande, a_0, est 102 dB et si la pente de la courbe de réponse, k, est 50 dB/MHz, en supposant que $A = 10^{-3}$ m² (gain isotrope à 3 GHz environ). La valeur de k est beaucoup moins déterminante que celle de a_0 et, pour $k = 10$ dB/MHz, la même puissance est reçue avec $a_0 = 109$ dB. Le Tableau III donne des exemples de caractéristiques requises, pour lesquelles on a supposé que la réponse du radiotélescope est isotrope.

Dans le cas des impulsions émises par un radar, en admettant que la surface de captage soit la même et que la réponse du radiotélescope soit inférieure d'au moins 100 dB, la puissance maximale reçue ne dépassera pas 10^{-21} W pour des puissances surfaciques inférieures à 10^{-8} W/m². Les effets du brouillage causé par des impulsions à faible facteur de forme dans un système de radioastronomie dépendent du type d'observations et peuvent parfois ne pas être plus grands que ceux que causerait un signal continu de même intensité moyenne. Dans ces conditions, la réponse de −100 dB au bord de la bande peut permettre à un astronome de travailler en présence de signaux de radar très intenses. D'autre part, les effets de la saturation causée par les impulsions peuvent être prononcés et conduire à des intermodulations, comme expliqué ci-après.

TABLEAU III – *Exemples de caractéristiques de gain requises pour des récepteurs de radioastronomie*

Application	Distance supposée de l'émetteur (km)	Niveaux de signal moyens types à l'observatoire	Réponse requise du récepteur à la limite de la bande (dB)
(1)	(2)	(3)	(4)
Satellite de radiodiffusion (puissance surfacique maximale admissible)	36000	5×10^{-18} W/(m² · Hz)	− 56 à − 63
Emetteur typique de faisceaux hertziens	60	2×10^{-13} W/(m² · Hz)	− 102 à − 109
Radar d'aéronef (puissance moyenne 10 W)	10 300	10^{-8} W/m² 10^{-11} W/m²	− 100 − 70

3.2 *Effets de non-linéarité dans le récepteur*

Lorsque plusieurs signaux sont présents simultanément à l'entrée du récepteur, mais chacun d'eux situé à l'extérieur de la bande passante du récepteur, ces signaux peuvent, par suite des non-linéarités ou de la saturation de l'appareil, donner naissance à un signal dans la bande passante du récepteur. L'effet le plus important est probablement celui de l'intermodulation du troisième ordre, dans laquelle des signaux aux fréquences f_1 et f_2, voisins d'une limite de la bande passante, régénèrent la composante $(2f_1 - f_2)$ ou $(2f_2 - f_1)$ à l'intérieur de la bande.

Les caractéristiques d'intermodulation d'un amplificateur donné sont décrites de façon satisfaisante par un point d'interception d'intermodulation [McVay, 1967], dont les valeurs typiques sont comprises entre -55 dBW environ pour un amplificateur paramétrique et -40 dBW environ pour un amplificateur transistorisé, ces deux valeurs étant rapportées à l'entrée de l'amplificateur.

L'intermodulation de signaux hors bande ayant la même amplitude pourrait produire un signal brouilleur effectif de puissance ΔP_H (dBW). L'amplitude commune des signaux hors bande, S_{IM}, est donnée par:

$$S_{IM} = \frac{1}{3}(2IP + \Delta P_H) \qquad \text{dBW} \tag{2}$$

où IP (dBW) est le niveau d'entrée auquel correspond le point d'interception. En prenant les valeurs de ΔP_H données dans le Rapport 224 et en se plaçant dans l'hypothèse d'une antenne isotrope, on peut calculer les valeurs limites correspondantes de la puissance surfacique. Le Tableau IV donne des valeurs appropriées aux bandes attribuées à titre primaire à la radioastronomie, sur la base des valeurs de IP indiquées ci-dessus. Si la puissance surfacique des signaux transmis au voisinage des bandes de radioastronomie dépasse ces valeurs, il faut prévoir un affaiblissement supplémentaire au moyen de filtres passifs placés à l'entrée du récepteur.

Les limites nominales globales sont résumées dans la Fig. 4; les valeurs s'appliquent à un amplificateur paramétrique fonctionnant dans la bande des 5,0 GHz, dans l'hypothèse d'une réponse isotrope de l'antenne. Si l'on considère en même temps les données du Tableau III, il apparaît que la réponse d'un radiomètre devrait être comprise entre -100 et -110 dB à la limite de la bande, pour des fréquences de la gamme des gigahertz; le niveau de cette réponse doit être plus élevé si la source du rayonnement hors bande se trouve dans la direction où la réponse du télescope est plus forte que la réponse isotrope. Pour les signaux de radiodétection ou d'autres signaux ayant une puissance surfacique de crête supérieure à 10^{-7} W/m^2 environ, il faudrait aussi prévoir un filtrage aux étages d'entrée.

TABLEAU IV – *Valeurs types de la puissance surfacique de signaux de champ égal pouvant causer des brouillages par intermodulation*

Exemples de bandes attribuées à la radioastronomie	Puissance surfacique moyenne (dB(W/m^2))	
	Amplificateur paramétrique	Amplificateur transistorisé
25,55-25,67 MHz	– 112	– 102
1400-1427 MHz	– 80	– 70
2690-2700 MHz	– 76	– 66
10,68-10,7 GHz	– 63	–
15,35-15,4 GHz	– 58	–
23,6-24,0 GHz	– 52	–
31,3-31,5 GHz	– 50	–
86-92 GHz	– 40	–
105-116 GHz	– 36	–
217-231 GHz	– 25	–

3.3 *Caractéristiques réalisables avec des récepteurs réels*

Les caractéristiques exactes d'un système de réception quel qu'il soit sont probablement influencées par les restrictions d'ordre pratique imposées par la complexité du matériel et le prix, et également par l'application envisagée pour le récepteur: à comparer, par exemple, les mesures dans le continuum et les mesures sur raies spectrales, ou encore les applications avec une seule antenne et les applications avec interféromètre. Les valeurs indiquées ici représentent les meilleurs résultats que l'on puisse obtenir en appliquant les techniques connues actuellement, sans encourir des dépenses exagérées. Dans certains cas, on pourrait éventuellement, en principe, obtenir des caractéristiques un peu meilleures; dans d'autres cas, par exemple lorsqu'il s'agit de mesures interférométriques, plus précisément sur des raies spectrales, il pourrait être judicieux de prévoir une limite plus basse pour l'affaiblissement des signaux dans les voies adjacentes, en raison des exigences supplémentaires relatives à l'adaptation et à la stabilité de phase, et à l'uniformité de la réponse dans la bande passante.

3.3.1 *Filtrage à fréquence intermédiaire*

Pour des raisons tenant à la sensibilité des récepteurs, il est souhaitable que la largeur de bande effective (à −3 dB) du récepteur soit aussi grande que possible. Pour un type de filtre donné, le rapport de la largeur de bande à −3 dB à la largeur de bande à −100 dB (par exemple) est une constante; il s'ensuit que le pourcentage effectivement disponible de la bande de radioastronomie est indépendant de la largeur de bande attribuée. La raideur relative de coupure de différents modèles de filtre dépend du type de filtre et du nombre des cellules de ces filtres.

Dans leurs catalogues, les constructeurs de filtres signalent qu'un seul filtre à douze cellules ou trois filtres ayant chacun six cellules, placés en différents points du récepteur, pourraient donner une largeur de bande à −3 dB égale à 60% de la largeur de bande à −100 dB. Il est à prévoir que des filtres comportant plus d'une vingtaine de cellules poseront de sérieux problèmes d'alignement et de stabilité; il est vraisemblable que la limite pratique d'utilisation est représentée par trois filtres à huit cellules donnant une largeur de bande à −3 dB égale à 75% de la largeur de bande à −100 dB. La Fig. 5 représente la réponse globale d'un récepteur équipé de ce dispositif de filtrage, Toutefois, dans le cas des interféromètres, il est vraisemblable que l'emploi de ces dispositifs sera impossible, du fait des contraintes imposées au système en matière de phase.

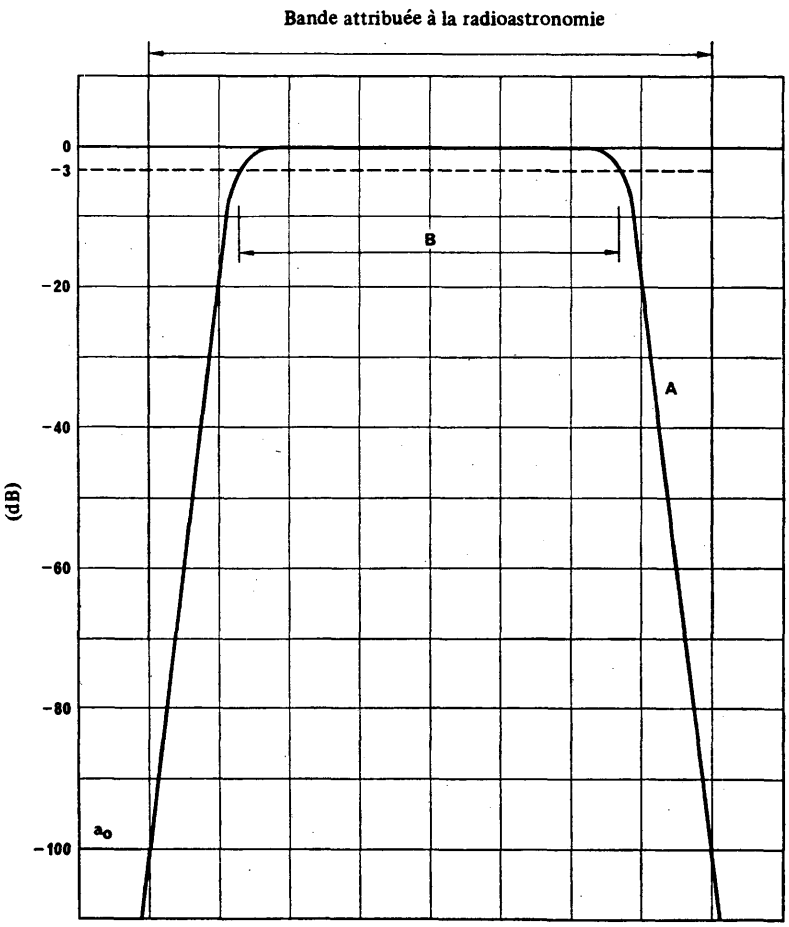


FIGURE 5 – *Relation entre une bande de fréquence attribuée à la radioastronomie et la caractéristique de gain requise pour le récepteur*

A : pente $-k$ (dB/MHz)

B : largeur de bande à mi-puissance

3.3.2 *Filtrage à la fréquence des signaux*

Des restrictions extrêmement sévères sont imposées à la réalisation de tout filtre d'entrée, quel qu'il soit, en raison de la nécessité d'avoir un très petit affaiblissement dans la bande passante. Il est facile d'obtenir des températures de bruit globales à l'entrée inférieures à 100 K, dans la gamme de 1 à 10 GHz,

moyennant l'emploi d'amplificateurs paramétriques non refroidis; dans ces conditions, un filtre d'entrée introduisant un affaiblissement de 0,15 dB seulement dans la bande suffit pour imposer au système une dégradation de fonctionnement supérieure à 10%. Dans les cas où le filtre peut être inséré dans un système de refroidissement déjà utilisé par l'amplificateur, il est facile de surmonter cette difficulté; en revanche, l'adjonction d'un dispositif de refroidissement à un système non prévu pour être refroidi entraînerait un accroissement considérable de la dépense et de la complexité d'exploitation.

On a mis au point [Atia et Williams, 1971] des filtres à guides d'ondes à cavités; il est possible que cette technique puisse être appliquée aux récepteurs de radioastronomie, mais il apparaît que des signaux dont les niveaux seraient proches de la limite supérieure indiquée dans le Tableau III pourraient, s'ils se trouvent à moins de 5 MHz environ de la limite de la bande, causer de grosses difficultés en ce qui concerne la réalisation des récepteurs.

4. Conclusions

L'étude du problème des brouillages causés au service de radioastronomie par des émetteurs fonctionnant dans d'autres bandes permet de formuler un certain nombre de conclusions:

- Pour les émetteurs fonctionnant dans des bandes adjacentes aux bandes de radioastronomie, et surtout s'il s'agit d'émetteurs de grande puissance, on pourra être amené à monter à leur sortie des filtres très soigneusement étudiés et réalisés, afin de ramener le rayonnement hors bande à des niveaux acceptables.
- Les émissions de satellites constituent un risque de brouillage particulier pour les observations de radioastronomie effectuées dans des voies adjacentes.
- Les harmoniques et les produits d'intermodulation rayonnés par des émetteurs de Terre de grande puissance ou par des satellites sont gênants pour les observations de radioastronomie. On pourra être amené à équiper ces émetteurs de filtres, mais ces derniers ne sont pas difficiles à réaliser.
- D'une manière générale, l'attribution de bandes de fréquences adjacentes aux bandes de radioastronomie à des services qui utilisent des émetteurs de Terre de grande puissance ou assurent des émissions à partir de satellites, peut être à l'origine de problèmes techniques difficiles et coûteux à résoudre. De plus, la nécessité de prévoir des bandes de garde peut conduire à une utilisation inefficace du spectre radioélectrique.
- Il peut être nécessaire d'équiper les récepteurs de radioastronomie de filtres FI conçus et réalisés avec le plus grand soin, pour éliminer l'énergie rayonnée dans des bandes adjacentes. Quelle que soit la qualité de ces filtres, on risque d'être obligé de sacrifier de 25 à 50% de la largeur de la bande attribuée à la radioastronomie pour obtenir la discrimination nécessaire.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ATIA, A. E. et WILLIAMS, A. E. [1971] New types of waveguide bandpass filters for satellite transponders. *COMSAT Tech. Rev.*, **1**, 21.

McVAY [1967] Don't guess the spurious level. *Electron. Design*, Vol. 15, **3**, 70-73.

THOMPSON, A. R. [mai 1982] The response of a radio-astronomy synthesised array to interfering signals. *IEE Trans. Ant. Prop.*, Vol. AP-30, 450-456.

Documents du CCIR

[1978-82]: 4/286 (Groupe de travail intérimaire 4/1).

BIBLIOGRAPHIE

PARLOW, R. D. [1972] Spectrum sharing and compatibility of telecommunications systems in the 5.0 à 5.25 GHz band. System description for the universal microwave landing system. Report prepared by the Frequency Measurement and Support Division, Office of Telecommunications, US Dept of Commerce.

ANNEXE I

MESURES DES ÉMISSIONS DU SATELLITE ATS-6 DANS LA BANDE 2690-2700 MHz ATTRIBUÉE AU SERVICE DE RADIOASTRONOMIE

1. Introduction

La bande de fréquences 2500-2690 MHz est attribuée au service de radiodiffusion par satellite, ainsi qu'à d'autres services de radiocommunications spatiales ou de Terre. La bande adjacente qui va de 2690 à 2700 MHz est attribuée au service de radioastronomie. Après le lancement du satellite d'application technologique des Etats-Unis d'Amérique (ATS-6), qui a été placé le 30 mai 1974 sur l'orbite des satellites géostationnaires à 94° de longitude ouest, on a eu pour la première fois l'occasion de contrôler par des mesures la réalité des brouillages provenant de satellites de radiodiffusion. La présente Annexe relate les résultats des campagnes de mesures que le Pennsylvania State University Radio Astronomy Observatory (PSURAO) a ainsi menées pendant les mois de juin 1974 et d'avril 1975 [Hagen et Swanson, 1975; Hagen et autres, 1975]. Un compte rendu plus détaillé de ces mesures et de l'exploitation de ce satellite est reproduit dans le Rapport 698 (Kyoto, 1978).

2. Caractéristiques du système ATS-6 fonctionnant à 2670 MHz

Une expérience importante faite pendant la première année d'exploitation du satellite ATS-6 portait sur les télécommunications, l'enseignement et la médecine (HET). Dans le cadre de cette expérience, des programmes de télévision en couleur de bonne qualité ont été quotidiennement émis dans la bande des 2600 MHz, en MF à large bande, à destination de petits systèmes de réception installés dans des écoles, des hôpitaux ou d'autres établissements de l'Alaska, des Etats des Montagnes Rocheuses et des Appalaches [Whalen, 1975]. Les signaux de télévision MF provenant de stations terriennes étaient reçus dans la bande des 6 GHz par l'antenne en cornet à couverture hémisphérique (ECH) des satellites. Les signaux étaient alors amplifiés, puis leur fréquence abaissée à la fréquence intermédiaire et ils étaient amplifiés de nouveau, filtrés et limités en amplitude. Leur fréquence était ensuite élevée à la bande des 2560 ou 2670 MHz, et ils étaient finalement portés à une grande puissance et injectés dans l'antenne parabolique de 9,1 m de diamètre par le foyer principal de celle-ci. Un diplexeur, qui reliait la sortie dans la bande 2670 MHz à l'antenne d'émission, a été spécialement conçu pour réduire le niveau des émissions faites par ATS-6 dans la bande 2690 à 2700 MHz. Ce diplexeur assurait un affaiblissement d'au moins 17 dB à 2690 MHz, tout en maintenant l'affaiblissement d'inversion à un niveau admissible dans la bande 2655 à 2685 MHz. Le principe observé lors de son étude était d'abaisser la densité spectrale de puissance surfacique reçue dans la bande du service de radioastronomie à un niveau inférieur à -247 dB(W/(m^2 · Hz)). Ce seuil de brouillage figure dans le Rapport 224.

3. Le radiomètre PSURAO

Le radiomètre utilisé pour ces mesures servait normalement aux observations solaires et n'avait donc pas la grande sensibilité pour laquelle ont été calculés les seuils de brouillage du CCIR (Rapport 224). L'antenne de réception du radiomètre était toujours pointée dans l'axe de ATS-6: ultérieurement, les résultats des mesures ont été rapportés à un gain isotrope pour permettre leur comparaison avec les seuils fixés par le CCIR. Les caractéristiques du radiomètre étaient: étage mélangeur classique à quartz, fréquence intermédiaire de 30 MHz et commutation Dicke par diode sur charge de 300 K. Un filtre à 8 pôles était inséré entre le premier et le deuxième amplificateur à fréquence intermédiaire pour couper plus nettement la bande passante. L'oscillateur local habituel à 2725 MHz était remplacé par un générateur de signal et un fréquencemètre. Cette méthode a permis de centrer avec précision la bande passante du radiomètre sur différentes fréquences. La largeur de bande du radiomètre, qui dépend essentiellement du filtre, était de 7 MHz à -3 dB, 12 MHz à -10 dB et 15 MHz à -40 dB.

La sensibilité (moyenne quadratique) du radiomètre était d'environ 0,5 K pour une durée d'intégration d'une seconde. Avec l'antenne de réception utilisée, cela correspond à une densité spectrale de puissance surfacique de -241 dB(W/(m^2 · Hz)), c'est-à-dire supérieure de 6 dB au seuil de brouillage défini par le CCIR. C'était une antenne parabolique de 9,1 m de diamètre, sans restriction de pointage, alimentée par un cornet pyramidal à polarisation rectiligne. L'ouverture du faisceau à mi-puissance était de 1° environ dans le plan horizontal.

4. Programme expérimental de juin 1974

Pendant cette période, trois mesures radiométriques ont été faites:

- à une fréquence centrale de 2670 MHz, en vue de déterminer la densité spectrale moyenne de la puissance surfacique de la partie principale du signal de télévision, dans la bande;
- à une fréquence centrale de 2695 MHz, en vue de déterminer la densité spectrale moyenne de la puissance surfacique de la partie hors bande du signal qui apparaissait dans la bande du service de radioastronomie;
- à une succession de fréquences centrales comprises dans les deux bandes en vue de déterminer la densité spectrale de puissance surfacique à proximité de la limite de la bande du service de radioastronomie.

Ces mesures, qui sont reportées sur la Fig. 6 ont été relevées sur le contour à $-4{,}5$ dB, en un point où l'affaiblissement additif dû à l'étalement par rapport au nadir était approximativement de 0,5 dB. Leurs valeurs ne représentent donc pas la densité spectrale la plus grande que la puissance surfacique puisse atteindre à la surface de la Terre; elles doivent être majorées de 5 dB si l'on veut avoir le maximum, qui correspond au pointage de l'axe du faisceau vers le nadir. La courbe B de la Fig. 6 montre la densité spectrale de la puissance surfacique du satellite au voisinage des limites de la bande de radioastronomie; elle a été obtenue à partir de la courbe A par un processsus de déconvolution visant à corriger l'effet de la réponse en fréquence du radiomètre.

Bien que le brouillage observé au radiomètre réglé à 2695 MHz (niveau du signal, $-240 \pm \frac{1}{2}$ dB(W/(m^2 · Hz)) fût dû en majeure partie à la réponse du radiomètre au signal radiodiffusé principal, dans la bande modulée (c'est-à-dire au-dessous de 2690 MHz), une fraction non négligeables en était due au rayonnement du satellite dans la bande de radioastronomie (courbe tiretée de la Fig. 6). La puissance mesurée aurait été plus grande si l'on n'avait pas utilisé le filtre FI à 8 pôles pour améliorer la sélectivité du radiomètre, ni le filtre passe-bas à la sortie de l'émetteur.

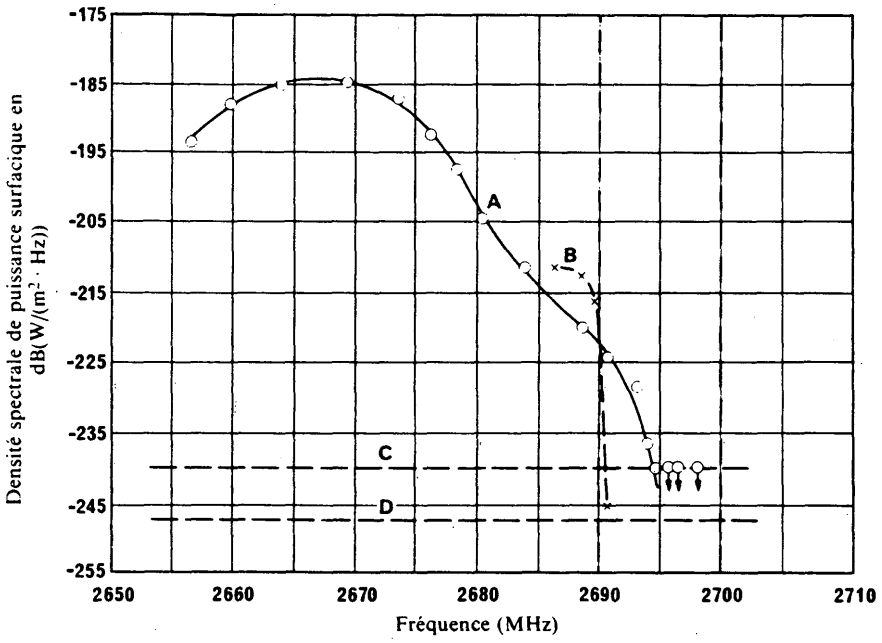


FIGURE 6 – *Puissance de sortie du radiomètre et densité spectrale de la puissance surfacique créée par ATS-6*

A : Puissance à la sortie du radiomètre

B : Densité spectrale de la puissance surfacique créée par ATS-6, tirée de la courbe A

C : Niveau minimal de fluctuation du radiomètre PSURAO

D : Seuil fixé par le CCIR au brouillage préjudiciable

La Fig. 6 montre que, dans la bande du service de radioastronomie (2690-2700 MHz), le brouillage est presque entièrement confiné à 1 MHz en deçà de la limite de la bande. Son niveau qui est de -223 dB(W/(m^2 · Hz)) en bordure de bande, décroît vers l'intérieur à raison de 25 dB/MHz. Le niveau de brouillage aurait été bien inférieur au seuil fixé par le CCIR (-247 dB(W/(m^2 · Hz))) (voir la Recommandation 314) si la fréquence porteuse de l'émetteur avait été inférieure de 2 ou 3 MHz à celle qu'il rayonnait lors des mesures.

5. Le programme expérimental d'avril 1975

Cette campagne de mesures avait pour objet de caractériser les émissions hors bande en fonction de la modulation de la porteuse, de l'intensité du signal sur le trajet montant et du rapport porteuse/bruit à la réception dans le satellite. Il était ressorti d'une analyse et de données mesurées avant lancement que, dans des conditions normales de fonctionnement du satellite, le rayonnement de ATS-6 dans la bande attribuée au service de radioastronomie était principalement constitué par la réémission du bruit par le récepteur du satellite et dépendait donc de l'intensité du signal reçu par ce dernier. Les résultats ont fait apparaître une relation inverse entre l'intensité du signal sur le trajet montant et la densité spectrale de puissance surfacique dans la bande de radioastronomie, ce qui concordait d'une manière générale avec les prévisions. On trouvera des renseignements plus détaillés dans le Rapport 698 (Kyoto, 1978).

6. Conclusions

Les campagnes de mesures menées au moyen du satellite ATS-6 ont montré que, si les services intéressés prennent chacun des précautions, on peut être raisonnablement assuré que les observations radioastronomiques ne subiront pas de brouillages préjudiciables causés par des satellites ayant les caractéristiques d'ATS-6. Comme il ressort de la Fig. 6, il importe non seulement de filtrer la sortie de l'émetteur du satellite pour abaisser brusquement le niveau des émissions non essentielles dans la bande voisine, mais encore que les radiomètres comportent une élimination à coupure raide de la bande adjacente pour se protéger le mieux possible des grandes densités spectrales de la puissance surfacique créée par les satellites de radiodiffusion. Les meilleurs filtres actuels permettent de respecter les seuils fixés par le CCIR sans trop diminuer la largeur de bande de l'émetteur ni grever lourdement les études ou l'exploitation des systèmes.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

HAGEN, J. P. et SWANSON, P. N. [octobre 1975] Effets des émissions télévisuelles du satellite «ATS-6» dans la bande 2690-2700 MHz attribuée au service de radioastronomie. *J. Télécomm.*, Vol. 42, X, 599-603.

HAGEN, J. P., SWANSON, P. N. et HEFFERNAN, P. J. [octobre 1975] The effect of the ATS-6 satellite on the 2690-2700 MHz radioastronomy band. Report X-410-75-283, NASA Goddard Spaceflight Center.

WHALEN, A. A. [1975] Health, education, telecommunications experiment. Proc. IEEE International Conference on Communications (ICC '75), San Francisco, CA, Etats-Unis d'Amérique, 18.6-18.8.

ANNEXE II

SUPPRESSION DES BROUILLAGES CAUSÉS AU SERVICE DE RADIOASTRONOMIE PAR LES RAYONNEMENTS HORS BANDE D'UN SATELLITE MÉTÉOROLOGIQUE DU JAPON

On avait monté un filtre éliminateur de bande à la sortie de l'émetteur (1681,6 MHz, dans la bande 9) du satellite météorologique géostationnaire (GMS) du Japon (voir le Rapport 395), qui a été lancé au mois de juillet 1977. Cet émetteur transmet à une station terrienne les données provenant du radiomètre à rayonnement visible et infrarouge à balayage rotatif (VISSR). La Fig. 7 représente deux courbes: l'une correspond à la densité spectrale de puissance surfacique estimée avant insertion du filtre éliminateur de bande (pfd_0) et l'autre à la densité après insertion de ce filtre (pfd_1); toutes deux reposant sur la mesure de la puissance effective à la sortie de l'émetteur du satellite. L'affaiblissement d'insertion du filtre à la fréquence centrale (1681,6 MHz) est une petite fraction de 1 dB; son effet sur le taux d'erreur du signal VISSR (avec filtre) reçu à la station terrienne est négligeable. On pense que les brouillages dus à d'autres signaux émis par le GMS seront plus faibles que ceux dus au VISSR. La Fig. 7 indique aussi les résultats des mesures effectives, faites à l'observatoire de radioastronomie de Parkes (Australie), après le lancement du GMS. On constate que, de façon générale, les résultats indiqués concordent avec les calculs examinés plus haut.

Selon le Rapport 224, le seuil fixé pour les brouillages préjudiciables dans la bande de 1660 à 1670 MHz est de -237 dB(W/(m^2 · Hz)) si le gain de l'antenne de radioastronomie est égal à 0 dB dans la direction du satellite. Une fois monté le filtre éliminateur de bande, le signal du GMS est d'un niveau bien inférieur à ce seuil, à toutes les fréquences contenues dans la bande de la radioastronomie. En fait, sur la plus grande partie de la bande, la marge est de 60 dB environ pour le niveau estimé et de 50 dB environ pour le niveau mesuré. Ainsi, pour qu'un brouillage préjudiciable se produise, il faudrait que le gain de l'antenne de radioastronomie dans la direction du satellite soit proche de cette dernière valeur. Les observations ne devraient donc jamais être affectées, sauf si l'antenne de l'observatoire est pointée dans une direction écartée de quelques ouvertures de faisceau seulement de l'axe du satellite.

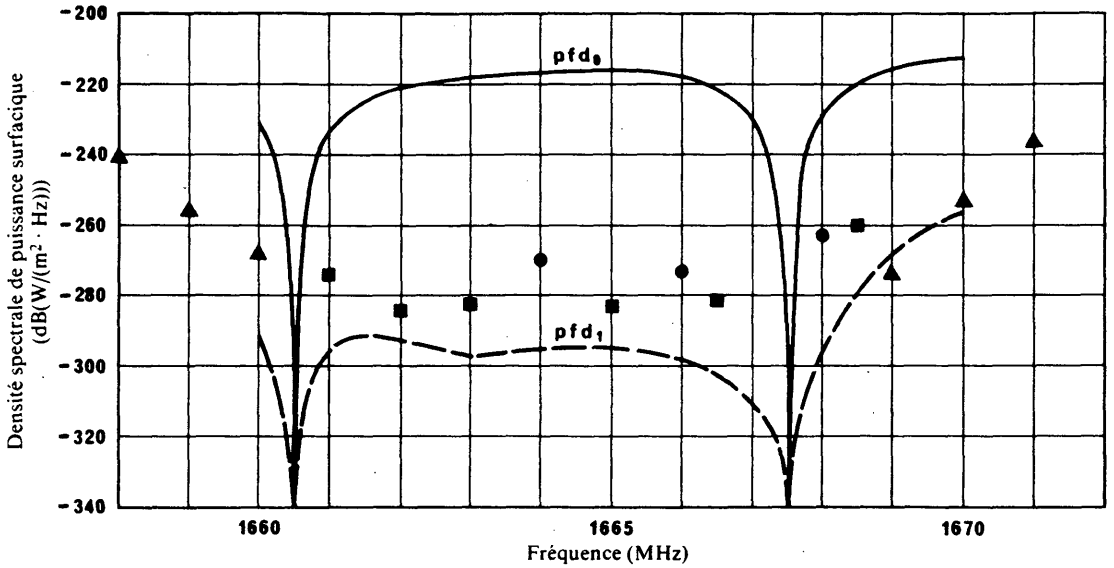


FIGURE 7 – *Valeur estimée et mesurée de la densité spectrale de puissance surfacique créée par le GMS à la surface de la Terre dans la bande de fréquences de la radioastronomie*

pfd_0 : densité spectrale de puissance surfacique estimée avant insertion du filtre éliminateur de bande

pfd_1 : densité spectrale de puissance surfacique estimée après insertion du filtre éliminateur de bande

● mesures de février 1979, avec une largeur de bande de 4 MHz

▲ mesures de juin 1979, avec une largeur de bande de 1,8 MHz

■ mesures de juin 1979, avec une largeur de bande de 4 MHz

RAPPORT 853-1

EFFETS D'UN SYSTÈME D'ÉNERGIE SOLAIRE A SATELLITE SUR LES STATIONS AU SOL DE RADIOASTRONOMIE ET DE RADARASTRONOMIE

(Question 5/2; Programme d'études 5A/2)

(1982-1986)

Le présent Rapport est une version revue et condensée du Rapport 853 (Genève, 1982), qui évalue les effets probables sur la radioastronomie et la radarastronomie d'un système d'énergie solaire à satellite, tel qu'il est défini pour étude par le Département de l'Energie des Etats-Unis et par la NASA [Reference System Report, 1978]. Le système comprend 60 satellites sur l'orbite des satellites géostationnaires séparés par des intervalles de 1°; chacun serait équipé de batteries de cellules photovoltaïques de 10,4 × 5,2 km pouvant recueillir une énergie solaire de 6,7 GW et la transmettre jusqu'à la Terre à la fréquence de 2,45 GHz. L'antenne d'émission aurait un diamètre de 1 km pour permettre à un réseau d'antennes de réception redresseuses (rectenna) au sol, ayant des dimensions de 10 × 13 km, de recueillir 77% de l'énergie rayonnée sous forme de puissance utile convertie en courant continu. Les brouillages de la radioastronomie et de la radarastronomie pourraient se produire de différentes façons.

Le signal à 2,45 GHz aurait une puissance surfacique type de 0,01 W/m^2 dans un observatoire situé à 100 km au moins de la rectenna la plus proche. Ce niveau, reçu dans les lobes latéraux d'un radiotélescope, pourrait entraîner une surcharge d'un amplificateur paramétrique ou d'un amplificateur avec transistor à effet de champ, ou une perte de sensibilité résultant de l'affaiblissement d'insertion des filtres nécessaires. Les harmoniques du signal pourraient entraîner une surcharge lorsque les antennes sont pointées non loin des satellites et lorsque l'on fait des observations dans la bande de radioastronomie proche du second harmonique.

Le bruit émis par les tubes d'émission (klystrons ou magnétrons) pourrait être réparti sur de nombreux MHz en fréquence; il ne serait pas rayonné vers la rectenna, mais rayonné largement.

Le bruit thermique causé par les réseaux de cellules solaires pourrait dépasser les limites préjudiciables de densité surfacique pour la radioastronomie indiquées dans le Rapport 224.

Les signaux non désirés associés à des défaillances des tubes d'émission, à une défaillance des circuits de verrouillage de phase, au réchauffage et à des transitoires de commutation devraient faire l'objet d'une étude minutieuse. Par exemple, avec des klystrons de 70 kW, il faudrait au total plus de 5×10^6 tubes sur l'orbite. Avec une durée moyenne avant défaillance de 25 ans par tube, le taux de panne serait supérieur à 20 par h.

Du bruit et des produits d'intermodulation avec d'autres signaux seraient engendrés à la rectenna.

Les effets sur la radioastronomie et la radarastronomie doivent être interprétés compte tenu de l'examen des niveaux de brouillage préjudiciables indiqués dans le Rapport 224. En particulier, la bande de ciel centrée sur l'orbite des satellites géostationnaires à l'intérieur de laquelle les observations seraient interdites, présente un sérieux problème. Les brouillages causés par les satellites seraient particulièrement graves dans les bandes proches de la fréquence fondamentale et de ses harmoniques. Il serait important qu'un écran naturel s'interpose entre les observatoires et les emplacements de rectenna.

Pour plus de détails sur le système et ses effets de brouillage prévus, voir le Rapport 679 et la bibliographie ci-dessous.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

REFERENCE SYSTEM REPORT [1978] DOE/ER-0023, US Dept. of Energy and National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC, 20545.

BIBLIOGRAPHIE

ANDERSON, B. et Sir LOVELL, B. [1980] Effects of solar power satellite transmissions on radio-astronomical research. *Phil. Trans. Roy. Soc.*, Vol. A295, 507-511.

BROWN, W. C. [1979] Solar power satellites: microwaves deliver the power. *IEEE Spectrum*, Vol. 16, **6**, 36-42.

EKSTROM, P. A. et STOKES, G. M. (Eds) [1980] Workshop on Satellite Power Systems (SPS) effects on optical and radio astronomy. Report No. CONF-7905143, US Dept. of Energy, Office of Energy Research, Washington, DC, 20545.

GLASER, P. E. [1968] Power from the sun: its future. *Science*, Vol. 162, **3856**, 857-861.

GLASER, P. E. [1977] Solar power from satellites. *Phys. Today*, Vol. 30, **2**, 30-38.

PROGRAM ASSESSMENT REPORT [1980] Statement of Findings. DOE/ER-0085, US, Dept. of Energy, Washington, DC.

THOMPSON, A. R. [janvier-février 1981] Effects of a satellite power system on ground-based radio and radar astronomy. *Radio Sci.*, Vol. 16, **1**, 35-45.

US NATIONAL ACADEMY OF SCIENCES [1981] *Electric Power from Orbit: A Critique of a Satellite Power System.* National Academy Press, Washington, DC, Etats-Unis d'Amérique.

RAPPORT 854-1 *

BROUILLAGES CAUSÉS A LA RADIOASTRONOMIE PAR LES FOURS A MICROONDES FONCTIONNANT DANS LA BANDE ISM DES 2450 MHz

(Question 5/2)

(1982-1986)

1. Introduction

La bande 2450 ± 50 MHz est utilisable pour les applications industrielles, scientifiques et médicales et elle est très employée pour les fours à microondes de ménage. Bien qu'il ne s'agisse pas d'un service radioélectrique, les niveaux de puissance en jeu (0,5 à 2 kW) sont tels que les rayonnements non essentiels ou harmoniques peuvent créer des problèmes pour ces services et, en particulier, pour le service de radioastronomie, étant donné que l'énergie n'est pas confinée dans sa totalité à l'intérieur du four. Le présent Rapport étudie les niveaux de brouillage que peuvent causer de tels appareils aux observatoires de radioastronomie.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention du CISPR et de la Commission d'études 1.

2. Caractéristiques du rayonnement

Les fours à microondes utilisent en général un magnétron qui fonctionne sur courant alternatif redressé (mais non filtré). Pour éviter la formation d'ondes stationnaires, la cavité du four est souvent pourvue d'une palette rotative. Le rayonnement fondamental qui en résulte comprend un certain nombre de fréquences couvrant une gamme de 10 à 30 MHz autour de la fréquence nominale, modulées par impulsions à 100 Hz et avec un balayage de fréquence de quelques MHz dû à la rotation de la palette. En plus de ce rayonnement primaire, il existe des produits d'intermodulation dans une gamme de fréquences qui s'étend de quelques dizaines de MHz jusqu'à 7 ou 8 GHz. Parmi ceux-ci, les composantes situées au-dessus d'environ 1 GHz seront vraisemblablement les plus importantes pour la radioastronomie.

La Fig. 1 montre les résultats des mesures effectuées au Royaume-Uni sur trois fours [Anderson et autres, 1979], dont un four industriel et deux fours de ménage. Les valeurs se réfèrent à la valeur de crête du champ mesuré dans une bande de 30 kHz (normalisée à une distance de 30 m) à partir d'une distance de mesure de 3 m à compter de la partie avant du four. Le rayonnement n'a fait apparaître aucune polarisation dominante. Ces données corroborent, pour l'essentiel, les mesures faites antérieurement par le Post Office du Royaume-Uni. En dehors de la bande attribuée, les valeurs de crête du champ sont en général de 30 dB(μV/m) avec des valeurs supérieures d'environ 20 dB au voisinage des bandes de radioastronomie situées près de 2700 MHz et de la fréquence du deuxième harmonique des fours (4900 ± 100 MHz). Les valeurs moyennes dans une bande de 10 MHz sont inférieures de 15 à 20 dB.

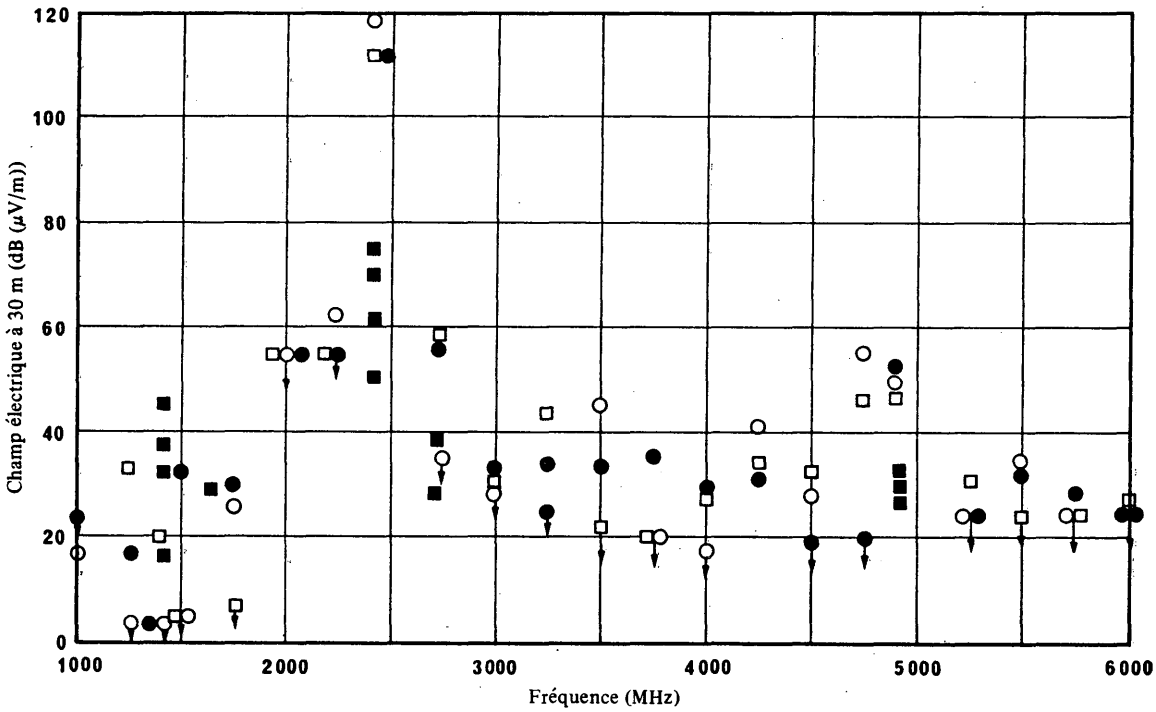


FIGURE 1 – *Champs dans une largeur de bande de 30 kHz, normalisés à partir d'une distance de mesure de 3 m*

○ ● □ représentent différents fours [Anderson et autres, 1979]

■ Kashyap et Hunt [1982]

Les résultats des mesures des rayonnements de quatre fours à microondes ont récemment été publiés [Kashyap et Hunt, 1982]. Les mesures en polarisation horizontale et verticale ont couvert la gamme 30-10 000 MHz. Les résultats obtenus dans la bande 1000-6000 MHz sont représentés sur la Fig. 1 en dB(μV/m) dans une bande de 30 kHz à une distance de 30 m. Les observations ont en réalité été faites avec une largeur de bande de 100 kHz et l'on a soustrait 5 dB des valeurs mesurées pour passer à 30 kHz en supposant une densité spectrale uniforme à l'intérieur de la bande de 100 kHz. Si les valeurs de crête du champ sont indépendantes de la largeur de bande, elles doivent être augmentées de 5 dB sur la Fig. 1. Les valeurs mesurées sur la fréquence fondamentale de 2450 MHz et sur le deuxième harmonique à 4900 MHz sont moindres dans ces essais que dans ceux mentionnés à l'alinéa précédent et aucun rayonnement n'a été observé entre 3000 et 4900 MHz. Les quatre fours ont présenté des signaux parasites relativement forts à 1413 MHz au centre de la bande de radioastronomie.

On a aussi observé des rayonnements non essentiels provenant de deux des quatre fours à 7350 MHz et 9800 MHz. Les niveaux observés étaient proches de ceux indiqués sur la Fig. 1 pour 4900 MHz [Kashyap et Hunt, 1982].

Les tentatives de mesure des rayonnements non essentiels dans la gamme 30-1000 MHz ont été gênées par des niveaux élevés de bruit de fond. Aucun des fours n'a produit de rayonnement notable entre 500 et 1000 MHz. Entre 100 et 500 MHz, des rayonnements ont été observés mais à des niveaux intérieurs au bruit et seules des limites supérieures ont pu être attribuées. Au-dessous de 100 MHz, des rayonnements non essentiels ont été observés pour les quatre fours et à des niveaux mesurables pour deux des fours. Les champs, à une distance de 30 m, étaient dans la gamme 20-35 dB(μV/m) mais ils ont été mesurés dans une largeur de bande de 1 MHz et ils ne sont pas directement comparables avec des mesures faites à des fréquences supérieures.

3. Brouillages causés aux observations de radioastronomie

Dans le Rapport 224, on cite des niveaux de brouillage préjudiciable dans les bandes attribuées à la radioastronomie. Il convient de tenir compte de plusieurs facteurs lorsqu'on applique ces critères aux fours à microondes:

- Les fours à microondes fonctionnent normalement à l'intérieur de bâtiments. Dans des circonstances favorables, il peut en résulter un supplément d'affaiblissement de 30 dB, mais qui peut aussi ne pas dépasser 2 à 3 dB. Pour cette étude, on a adopté un supplément d'affaiblissement de 15 dB.
- Etant donné l'utilisation accrue des fours à microondes, il est probable qu'un certain nombre d'entre eux se trouvera non loin d'un observatoire de radioastronomie. On ajoute un facteur supplémentaire de +10 dB, pour le cas de fonctionnement simultané de plusieurs sources de brouillage.
- La nature impulsive du rayonnement peut être particulièrement grave, par exemple, pour les observations du profil des impulsions des pulsars ou du spectre de scintillation des radiosources. Dans ces cas, il faut prendre en considération la valeur de crête du signal brouilleur. En revanche, pour les observations du continuum utilisant de grandes constantes de temps, la grandeur significative est la puissance moyenne. Prenons, comme exemples de cas extrêmes:

  a) les observations du continuum décrites dans le Rapport 224, et
  b) des observations de pulsars dans lesquelles on détermine les profils des impulsions intégrés avec une résolution temporelle de 10^{-3} s et une durée d'intégration de 10 s, ce qui correspond, par exemple, à l'observation, au cours d'une durée de 10^3 s, d'un pulsar ayant une période d'impulsion de 0,1 s.

On a fait des calculs pour les trois bandes de radioastronomie qui seront vraisemblablement les plus affectées; ces calculs sont fondés sur les mesures de [Anderson et autres, 1979]. Le Tableau I donne, pour chacun des cas a) et b):

- le niveau de brouillage préjudiciable, et
- les puissances surfaciques moyennes et de crête correspondantes mesurées dans une bande de 10 MHz à une distance de 30 m d'un four à microondes.

TABLEAU I – *Données relatives aux brouillages causés à la radioastronomie par les fours à microondes*

Fréquence nominale de radioastronomie (MHz)	Niveau du brouillage préjudiciable (dB(W/m²)) dans une bande de 10 MHz		Puissance surfacique dans une bande de 10 MHz à 30 m d'un four à microondes (dB(W/m²))	
	Continuum (1)	Mesure des pulsars	Moyenne	Crête
1420	– 182	– 170	– 130	– 117
2700	– 177	– 165	– 108	– 85
5000	– 171	– 159	– 132	– 112

(1) Les niveaux préjudiciables pour le continuum sont tirés du Rapport 224, et adaptés, le cas échéant, à la largeur de bande de 10 MHz.

Le Tableau II donne une liste des distances respectives, en deçà desquelles un four à microondes dépasserait le niveau de brouillage préjudiciable, compte tenu des hypothèses suivantes:

- un facteur de −15 dB pour l'affaiblissement dû à un bâtiment,
- un facteur de 10 dB dans le cas où un certain nombre de fours fonctionnent simultanément et,
- propagation en espace libre entre les sources de brouillage et l'antenne de radioastronomie.

TABLEAU II – *Estimation de la distance en deçà de laquelle il se produira un brouillage préjudiciable*

Fréquence (MHz)	Mesure du continuum (km)	Mesure du profil des impulsions (km)
1420	6,7	7,5
2700	47,5	168,7
5000	1,5	3,8

4. Conclusions

Bien que, pour les distances supérieures à quelques kilomètres, on ne puisse supposer des conditions de propagation en espace libre, il est néanmoins évident, d'après le Tableau II, que les fours à microondes constituent une source possible de brouillage aux observations radioastronomiques, en particulier dans la bande des 2700 MHz et qu'il y a lieu de faire de nouvelles études. Par exemple, les mesures détaillées de l'émission hors bande en provenance d'un grand échantillon de fours présenteraient un intérêt particulier, tout comme des études sur l'affaiblissement dû aux bâtiments dans les installations courantes. Ces données permettraient de faire des calculs plus précis des niveaux possibles de brouillage et de juger si tel ou tel emplacement est indiqué pour un observatoire.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

ANDERSON, B., PRITCHARD, R. et ROWSON, B. [décembre 1979] Spurious radiation from microwave ovens. *Nature*, Vol. 282, **5739**, 594-596.

KASHYAP, S. C. et HUNT, F. R. [1982] ERB 943, NRCC N° 20092. National Research Council of Canada, Division of Electrical Engineering.

RAPPORT 226-6*

FACTEURS INFLUANT SUR LA POSSIBILITÉ DE PARTAGER DES BANDES DE FRÉQUENCES ENTRE LA RADARASTRONOMIE BASEE A TERRE ET D'AUTRES SERVICES

(1963-1966-1970-1974-1978-1982-1990)

1. Introduction

En radarastronomie, contrairement à ce qui se fait en radioastronomie, l'émission et la réception des signaux doivent être prises en considération lors de la coordination des fréquences. Les récepteurs utilisés pour la radarastronomie ont une sensibilité comparable à celle des meilleurs récepteurs de radioastronomie et doivent eux aussi être protégés contre les brouillages intenses. Les émetteurs de radarastronomie rayonnent par leurs antennes une grande puissance et sont, par conséquent, capables de causer des brouillages aux autres services à de grandes distances – distances qui peuvent encore être augmentées par la diffusion des ondes sur des objets situés dans l'espace, tels que la Lune et les engins spatiaux, ou par des milieux, tels que la troposphère et l'ionosphère, où se produisent des phénomènes de diffusion.

Bien que la radarastronomie soit une discipline relativement nouvelle, elle a déjà inscrit à son actif un certain nombre de réalisations remarquables. Elle a, par exemple, permis de multiplier par plus de mille la précision des données orbitales que l'on possédait sur les planètes. On a pu démontrer également que la planète Vénus tourne sur son axe en sens opposé à la rotation de la plupart des corps du système solaire (rotation rétrograde). Contrairement aux conclusions que l'on avait tirées des observations optiques, les observations faites en radiodétection ont montré que la période de rotation de la planète Mercure est égale aux 2/3 de sa période de révolution orbitale. Le pouvoir de réflexion du Soleil pour les signaux de radiodétection varie en fonction de l'activité solaire; le spectre des échos reçus met en évidence des phénomènes, que l'on croit devoir attribuer à des déplacements d'immenses masses de plasma solaire et à un flux du vent solaire vers l'extérieur. Il aurait été impossible d'obtenir la plupart de ces renseignements avec les autres techniques qui sont mises en œuvre actuellement à la surface du globe; cela s'applique d'ailleurs à d'autres progrès qui ont été accomplis grâce à la radarastronomie [Pettengill, 1978].

Les systèmes de radarastronomie étaient initialement dérivés d'un matériel qui avait été réalisé pour d'autres services; en fait, nombre d'entre eux avaient même été conçus à d'autres fins. Aujourd'hui, cette situation s'est modifiée et les systèmes courants les plus sensibles sont conçus spécialement en vue de fournir les résultats les meilleurs possibles pour les radiocommunications et la radiodétection appliquées à la recherche astronomique. Il y a donc lieu désormais d'énoncer séparément les besoins particuliers de la radarastronomie.

Contrairement à la radioastronomie, qui peut avoir besoin de bandes assez larges pour la détection du bruit cosmique, la radarastronomie peut se contenter de canaux bien plus étroits, juste suffisants, en général, pour contenir la bande de modulation ainsi que le déplacement et l'étalement de fréquence dus à l'effet Doppler. Certains besoins communs, en revanche, rapprochent les uns des autres les systèmes de radioastronomie et de radarastronomie: des antennes de grande taille, des récepteurs très sensibles et des vitesses angulaires de poursuite peu élevées.

Il existe de nombreuses similitudes entre les systèmes de radarastronomie et les installations de poursuite dans l'espace lointain. Ces dernières ou d'autres installations au sol similaires, peuvent être utilisées également selon le mode bi-statique – dans lequel la deuxième extrémité de la liaison (récepteur ou émetteur) est montée à bord d'une sonde spatiale – pour d'importantes études par radiodétection sur les planètes et le milieu interplanétaire.

2. Le problème de la radarastronomie

Le problème essentiel qui se pose en radarastronomie est celui de la détection et de l'étude d'objets situés à grande distance. De tels objets peuvent avoir un petit diamètre apparent par rapport à l'ouverture du faisceau de l'antenne, par exemple les planètes, ou au contraire être très étendus, par exemple l'ionosphère terrestre.

---

* Ce Rapport doit être porté à l'attention de la Commission d'études 1.

La portée de détection d'un système pour un objet quasi ponctuel est donnée par:

$$R^4 = \frac{Const.\ PA^2}{T\lambda^2} \quad (1)$$

où R est la portée, P la puissance rayonnée, A la superficie équivalente de l'antenne (utilisée à la fois pour l'émission et la réception) et T la température de bruit de fonctionnement et λ la longueur d'onde. Pour des objets de grandes dimensions, la formule est la suivante:

$$R^2 = Const.\ PA/T \quad (2)$$

Ces deux relations mettent en évidence l'importance fondamentale que revêt ici l'utilisation de fortes puissances, de grandes antennes et de récepteurs sensibles.

Plusieurs observateurs ont démontré que les planètes, les astéroïdes, les noyaux de comète et les traînées d'ionisation météorique peuvent être détectés ainsi [Pettengill, 1970]. L'accent est mis actuellement sur la détection et l'étude détaillée des astéroïdes, des noyaux de comète, des satellites de planètes ainsi que sur la cartographie à haute résolution des planètes telluriques et de la Lune.

L'étude de la forme d'onde du signal à utiliser en radarastronomie a été traitée [Green, 1968] de façon telle qu'on puisse trouver la modulation la mieux appropriée en fonction des facteurs de propagation (éventualité de trajets multiples) et des effets de réflexion, ainsi que les caractéristiques de détection correspondantes. En général, le spectre occupé par de tels signaux à l'émission et à la réception (après réflexion sur l'objet à détecter) est étroit, comparé à celui qui est adapté à l'observation du bruit cosmique. La largeur du spectre des signaux utilisés en radarastronomie est plutôt de l'ordre de celle qui est courante en radioastronomie pour l'étude des raies spectrales. Mais, heureusement, en raison de la nature cohérente des signaux de radiodétection et du fait que l'on recourt, en général, à une corrélation entre la forme des signaux reçus et celle des signaux émis, on peut, en radarastronomie, tolérer des niveaux de brouillage d'un ordre de grandeur bien plus élevé qu'en radioastronomie. Les signaux brouilleurs à bande étroite risquent moins de causer des perturbations car il y a peu de chances qu'ils tombent dans la bande passante du récepteur. Quant aux brouillages non cohérents, ils peuvent être supprimés jusqu'à un certain point par des méthodes de corrélation lors de l'analyse du signal.

On parvient à évaluer la largeur de bande nécessaire pour que le récepteur puisse compenser l'effet Doppler à la réception de signaux qui en sont affectés en considérant un cas particulier de radiodétection de planète. A part cela, on ne peut pas dire grand-chose de la sensibilité au brouillage, à moins d'entrer dans le détail de chaque système particulier.

L'effet Doppler en radiodétection est approximativement régi par la loi: $f_d = f_c 2\ v/c$, où f_d est le décalage de fréquence dû à l'effet Doppler, f_c la fréquence porteuse, v la vitesse radiale de l'objet et c la vitesse de la lumière. Si l'on considère l'ensemble de l'orbite de certaines planètes, par exemple, on constate que la fraction $2\ v/c$ peut être évaluée; pour Mercure, elle est de l'ordre de 3×10^{-4}. L'étalement de fréquence dû à l'effet Doppler provient de ce que les décalages de fréquence ne sont pas les mêmes pour les signaux réfléchis sur les différentes parties de la surface de l'objet.

Les récepteurs utilisés pour la radarastronomie ont, avec les radiomètres utilisés en radioastronomie, de nombreux points communs. La construction des récepteurs s'est tellement perfectionnée que la sensibilité du système n'est limitée que par le bruit de fond du milieu environnant. En conséquence, toute étude générale de la sensibilité aux brouillages des systèmes de réception utilisés en radarastronomie se ferait exactement comme pour ceux des stations de télécommunication spatiale et de radioastronomie. Il existe déjà plusieurs études sur ce sujet [Evans et Hagfors, 1968, Evans, 1969] (Rapport 224).

3. Fréquences utilisées dans les systèmes expérimentaux de radarastronomie

La plupart des systèmes expérimentaux de radarastronomie ont été exploités dans les bandes de fréquences attribuées au service de radiolocalisation, parce que ce dernier a supporté les frais afférents à la mise au point des diverses parties de l'équipement d'émission, tandis que, pour des raisons d'économie, le service de radarastronomie fait usage de ce même équipement. Il existe néanmoins quelques cas particuliers dans lesquels la nature de l'étude scientifique entreprise impose la fréquence à utiliser. Par exemple, l'étude du plasma solaire jusqu'à certaines profondeurs par la méthode de la radarastronomie exige l'utilisation de fréquences situées dans la bande de 20 à 60 MHz.

4. Sensibilité, à d'autres signaux, des systèmes de réception utilisés en radarastronomie

Tout signal capable d'augmenter de manière significative la température de bruit de fonctionnement du système de réception est gênant pour la radarastronomie. Cet effet est principalement fonction de la puissance moyenne du signal brouilleur. Par exemple, le système de radiodétection à 400 MHz du Laboratoire Lincoln de Millstone Hill et les altimètres aéroportés partagent la même bande, conformément au Tableau de répartition des bandes de fréquences. En principe, dans ce cas particulier, le niveau du signal non désiré aux bornes de sortie de l'antenne des installations de radarastronomie ne devrait pas dépasser 5×10^{-23} W/Hz. A des fréquences plus élevées, pour lesquelles le bruit de fond est inférieur, on devrait abaisser encore le niveau du signal non désiré. Pour obtenir de tels niveaux de protection, il faudra envisager des partages dans le temps ou d'autres arrangements particuliers qui ne seront pas toujours possibles à l'échelon local.

5. Brouillage d'origine indirecte

La diffusion du signal émis (ou de ses harmoniques), par exemple par la Lune, la troposphère ou des objets sur orbite, peut constituer un risque dans certaines conditions. S'agissant de partage de fréquences, cet effet de diffusion est à étudier dans chaque cas particulier.

6. Brouillages causés par la radarastronomie à des récepteurs des services de Terre

Les stations de radarastronomie émettent à grande puissance, mais l'énergie rayonnée est généralement concentrée dans un faisceau assez étroit par des antennes de grande taille. Dans bien des cas, l'antenne est pointée à des angles de site si grands que le brouillage n'est dû, en fait, qu'au rayonnement dans les lobes latéraux. (Pour les réflecteurs paraboliques de grand diamètre, on trouvera un diagramme de référence des lobes latéraux dans la Recommandation 509.) Il en va de même pour des systèmes fonctionnant dans la bande de 20 à 60 MHz, où l'angle de site du trajet restreint aux lobes latéraux les effets de la diffusion ionosphérique vers l'avant. On trouvera dans le Tableau I les puissances généralement utilisées par les émetteurs de radarastronomie.

7. Conclusions

7.1 Les dispositions appropriées concernant les brouillages que peuvent causer les appareils de radiodétection à grande puissance se prennent normalement à l'échelon local.

7.2 Les installations de radarastronomie peuvent fonctionner en grande partie en partage de bandes de fréquences. Néanmoins, il existe des cas où un canal d'une largeur relativement petite, dans les bandes réservées à la radiolocalisation, pourrait être dégagé ou protégé à l'échelon local ou régional, pour permettre certaines expériences de radarastronomie.

7.3 Lorsque la portion du spectre à utiliser est imposée par des phénomènes naturels (par exemple, recherches sur le plasma solaire ou autre), il convient de prendre des arrangements à l'échelon local ou régional.

7.4 Du point de vue de la disponibilité des équipements, il est souhaitable que les systèmes de radarastronomie soient exploités dans les bandes ou au voisinage des bandes pour lesquelles la technique d'émission à grande puissance a atteint un stade de perfectionnement approprié.

7.5 Comme dans le cas d'autres installations de grande puissance, il conviendra de choisir avec le plus grand soin les emplacements des stations de radarastronomie de manière à réduire à un minimum les brouillages mutuels avec les stations exploitées dans les mêmes bandes ou dans des bandes voisines.

TABLEAU I – *Comparaison de quelques systèmes de radarastronomie*

Organisation	Lieu	Fréquence approximative (MHz)	Antenne		Superficie équivalente (m^2)	Puissance moyenne (kW)	Puissance de crête (kW)	Durée des impulsions	Température de système (K)
			Diamètre (m)	Gain (dB)					
Calif. Inst. Tech. JPL	Goldstone Lake, Calif.	2300 8500	70 70	64 75	2400 2700	400 400	400 400	Ondes entretenues Ondes entretenues	20 25
Cornell Univ. National Astronomy and Ionosphere Center	Arecibo, Porto Rico	430 2400	304 214	60 72	39000 20000	150 420	2500 420	Ondes entretenues 0,001 à 2,0 ms	60 35
Instituto de Geofisica de Peru	Jicamarca Radar Observatory Lima (Pérou)	50	antenne carrée) 285 de côté	42,6	84000	250	6000	0,01 à 1000 ms	2000 3000

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

EVANS, J. V. [1969] Radar studies of planetary surfaces. *Ann. Rev. Astron. and Astrophys.*, Academic Press, New York, NY.

EVANS, J. V. et HAGFORS, T. [1968] *Radar Astronomy*, McGraw-Hill, New York, NY.

GREEN, P. E. Jr. [1968] Radar measurements of target scattering properties. Hagfors et Evans, *Radar Astronomy*, McGraw-Hill, New York, NY.

PETTENGILL, G. H. [1970] Radar Astronomy. *Radar Handbook*, Chap. 33, éd. M. L. Skolnik, McGraw-Hill, New York, NY.

PETTENGILL, G. H. [1978] Physical properties of the planets and satellites from radar observations. *Ann. Rev. Astron. and Astrophys.*, Vol. 16, 265, Academic Press, New York, NY.

RAPPORT 700-2

ASPECTS RADIOCOMMUNICATIONS DES SYSTEMES DE DÉTECTION D'UNE INTELLIGENCE EXTRA-TERRESTRE (SETI)

(Question 17/2)

(1978-1982-1990)

1. Introduction

De nombreux savants pensent que la vie peut être répandue dans notre galaxie et qu'il pourrait exister des civilisations avancées ayant des capacités semblables ou supérieures aux nôtres en matière de télécommunication. Nous n'avons aucune idée des fréquences, des modulations, des polarisations et des emplacements des stations d'émission utilisées par des civilisations extra-terrestres, à supposer qu'elles existent. Pour découvrir des signaux provenant de ces stations, il est nécessaire d'examiner de près le spectre des fréquences radioélectriques dans toutes les directions à partir de la Terre. Depuis quelques années, il est possible d'effectuer ce type de recherche systématique avec une grande sensibilité.

C'est en 1959 qu'on a signalé pour la première fois que des signaux radioélectriques pouvaient provenir d'une intelligence extra-terrestre [Cocconi et Morrison, 1959]. La première recherche dans les hyperfréquences a été effectuée en 1960 [Drake, 1960]. Depuis lors, 47 études au moins ont été faites par 8 pays dans 24 observatoires [Tarter, 1985]. Ces recherches n'ont pas décelé de signaux provenant d'êtres extra-terrestres mais elles n'ont couvert qu'une minuscule partie des fréquences, des schémas de modulation et des directions que l'on estime raisonnable d'étudier pour que la recherche soit complète, avec des sensibilités qui ne convenaient peut-être pas.

Actuellement d'autres recherches approfondies sont prévues et mises en oeuvre. Les articles de Bates [1988] et Oliver [1987] traitent de cette question de manière générale.

2. Considérations relatives à la détection

En supposant que des signaux provenant d'êtres extra-terrestres parviennent jusqu'à la Terre, notre possibilité de les détecter dépend:

a) de la puissance surfacique des signaux arrivant sur la Terre,

b) de la surface de captage de notre antenne et de l'efficacité de son illumination,

c) de la sensibilité de notre récepteur,

d) de notre possibilité de pointer l'antenne dans la bonne direction,

e) et de notre aptitude à distinguer le signal reçu du bruit naturel et de l'environnement électromagnétique artificiel.

La puissance surfacique d'un signal extra-terrestre dépend de la p.i.r.e. transmise et des caractéristiques du trajet de propagation.

3. Puissance surfacique du signal*

La puissance surfacique du signal à détecter n'est pas connue. En raison des très grandes distances que le signal doit parcourir, la puissance surfacique peut être très faible et la détection est donc limitée par la sensibilité du système de réception.

Dans le cas d'un système de réception installé à la surface de la Terre, l'affaiblissement dû à l'atmosphère réduit la force du signal inconnu. L'affaiblissement dépend de la fréquence et des conditions atmosphériques [Rapports 719 et 721].

Si le système de réception est installé en dehors de l'atmosphère de la Terre, par exemple sur la Lune, l'affaiblissement dû à l'atmosphère est supprimé, ce qui augmente les possibilités de détection des signaux.

La Figure 1 présente les courbes de puissance surfacique des signaux en fonction de la p.i.r.e. et de différentes distances, compte non tenu de l'affaiblissement dû à l'atmosphère.

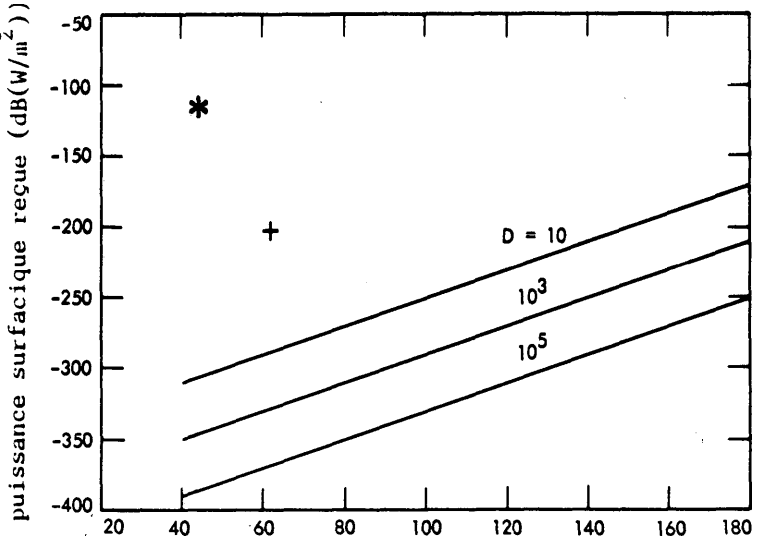


FIGURE 1

Puissance surfacique reçue en fonction de la p.i.r.e.

D: Distance, années lumières (Une année lumière = 9,46 x 10^{15}m)
*: Satellite sur orbite géostationnaire
+: Engin spatial Voyager au niveau de Neptune

4. Sensibilité du système de réception

Pour un gain d'antenne donné, la sensibilité du système de réception à utiliser pour la recherche SETI est déterminée par la température de bruit du système, la largeur de bande de résolution choisie pour la recherche et par le temps d'intégration.

---

* Dans le cadre du présent Rapport, le terme "puissance surfacique" désigne la puissance par zone unitaire. Cette signification est conforme aux définitions et aux pratiques de l'Union internationale des télécommunications. Certains lecteurs peuvent prendre cette expression dans une autre acception.

4.1 Température de bruit du système

La température de bruit du système est déterminée par les caractéristiques de l'équipement et par la température de bruit du ciel perçue par l'antenne de réception. Pour un équipement de réception ayant une température de bruit très faible, par exemple inférieure à 30 K, le bruit du ciel peut constituer une limite fondamentale à la sensibilité du système à certaines fréquences.

Quand le système de réception est installé en dehors de l'atmosphère terrestre, le bruit du ciel est déterminé par le bruit de fond cosmique (3 K) et par les émissions de bruit radioélectrique provenant de notre galaxie. La température de bruit du ciel totale est inférieure à 7 K entre 1 et 100 GHz environ, cette plage de fréquences étant appelée fenêtre des hyperfréquences en espace libre.

La température de bruit du ciel perçue à la surface de la Terre par temps clair, pour une densité de vapeur d'eau de l'atmosphère de 7,5 g/m^3 et un angle de site de 90°, est inférieure à 7 K entre 1 et 15 GHz environ [Rapport 683]. Dans la bande des 15 à 100 GHz, le bruit du ciel provenant de l'atmosphère augmente sensiblement, essentiellement en raison de H_2O et O_2, ce qui réduit la probabilité de détection des signaux extra-terrestres qui peuvent être présents.

Etant donné qu'elle est limitée par la température de bruit du ciel et par son effet sur la sensibilité du récepteur, la gamme de fréquences dans laquelle on peut obtenir une sensibilité maximale est beaucoup plus restreinte pour une station située à la surface de la Terre que pour une station située en dehors de l'atmosphère.

4.2 Temps d'intégration du signal

En intégrant la puissance signal plus bruit sur une période de temps, le rapport signal/bruit pour un signal présent en permanence peut être amélioré d'environ (largeur de bande x temps d'intégration)^{0,5}. L'intégration est l'un des modes efficaces de détection des signaux. Le temps d'intégration est limité par deux facteurs: la stabilité de fréquence du signal et le temps d'observation disponible sur les systèmes d'antenne désirés.

4.2.1 Stabilité de fréquence

La fréquence du signal arrivant fait l'objet d'un effet Doppler qui dépend de la vitesse relative entre l'émetteur (au moment de la transmission) et le récepteur. Cet effet peut varier avec le temps en raison de l'accélération relative de l'émetteur et du récepteur. L'amélioration du rapport signal/bruit résultant de l'intégration dépend de la possibilité de poursuite du signal décalé par effet Doppler. L'amélioration du rapport signal/bruit résultant d'une intégration non cohérente peut être limitée si la poursuite de fréquence du signal a été imparfaite.

4.2.2 Temps de recherche disponible

Le temps nécessaire pour explorer le volume de l'espace dans lequel il peut y avoir une vie intelligente extra-terrestre dépend du temps d'intégration du signal par voie, du nombre de directions de pointage des antennes, et de la gamme des fréquences à inclure. Si le temps disponible pour l'utilisation d'antennes de recherche particulières est limité, le temps d'intégration pour chaque voie et pour chaque direction de pointage sera également limité. Dans ces conditions, la sensibilité de la détection est limitée par le temps disponible pour la recherche en question.

4.3 Puissance minimale du signal détectable

Selon la [NASA 1973], pour un signal qui reste dans la largeur de bande de détection pendant le temps d'intégration, la puissance minimale du signal détectable par le récepteur de détection, en supposant un rapport signal/bruit de 1, est la suivante:

$$P_{min} = 10 \cdot LOG \left[kTB \cdot \frac{1 + (1 + B \cdot tau)^{0,5}}{B \cdot tau} \right] \quad dBW$$

où

k = constant de Boltzman

T = température (K)

B = largeur de bande de détection (Hz)

tau = temps d'intégration (s)

La Figure 2 présente P_{min} en fonction du temps d'intégration pour plusieurs largeurs de bandes. Les points A et B indiquent P_{min} pour deux récepteurs de détection possibles avec les caractéristiques énumérées dans la légende.

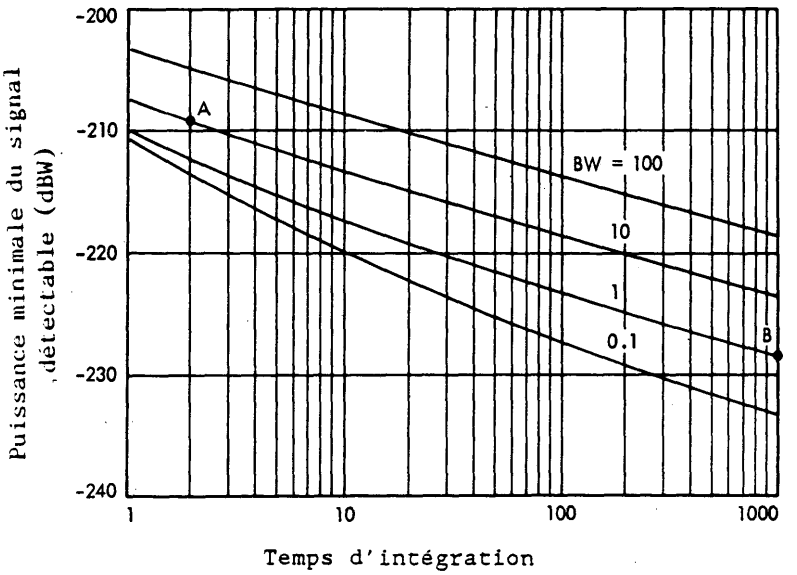


FIGURE 2

Puissance minimale du signal détectable

Température de bruit du système 30 K BW: Largeur de bande (Hz)
Systèmes possibles A: BW = 10 Hz, temps d'intégration = 2 s
B: BW = 1 Hz, temps d'intégration = 1 000 s

La Figure 3 présente la relation entre la puissance surfacique reçue dans les conditions supposées à la Figure 1, et la sensibilité de détection des deux systèmes de réception possibles. La ligne horizontale en pointillés représente la sensibilité d'un système utilisant une antenne de 34 m de diamètre ayant un rendement de 50%, une température de bruit de 30 K, une largeur de bande de 10 Hz et un temps d'intégration de 2 s. Le trait plein représente la sensibilité d'un système utilisant une antenne de 300 m de diamètre ayant un rendement de 50%, une température de bruit de 30 K, une largeur de bande de 1 Hz et un temps d'intégration de 1 000 s. Les combinaisons de la p.i.r.e. et de la distance qui donnent des puissances surfaciques détectables sont celles qui se trouvent au-dessus des lignes de sensibilité respectives pour les systèmes fictifs.

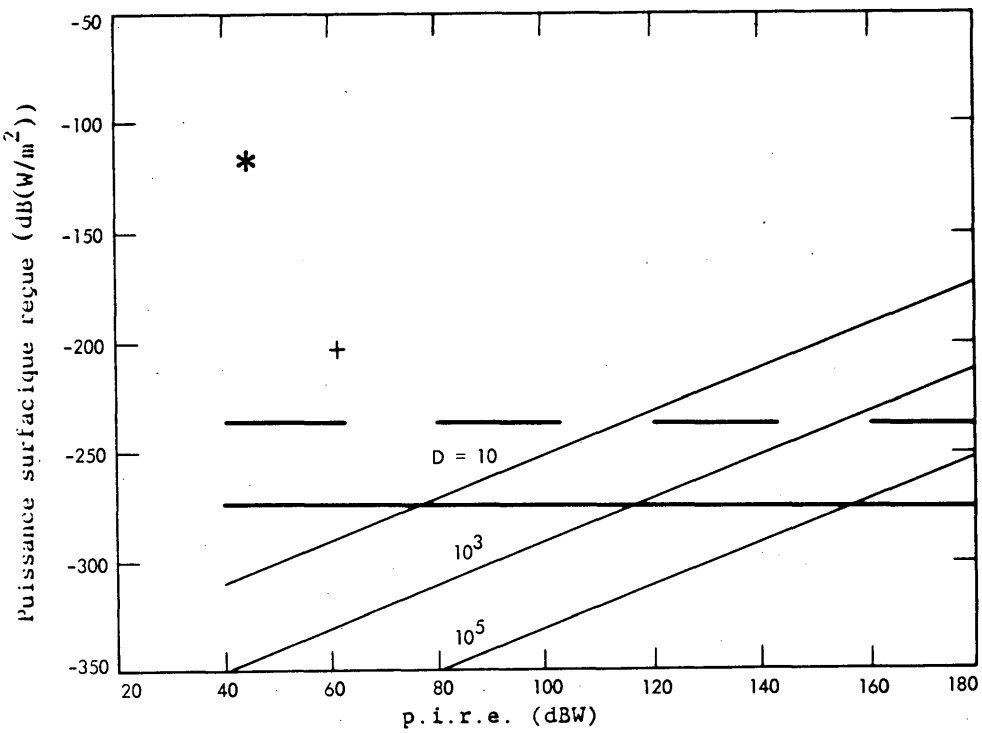


FIGURE 3

Capacité de détection des signaux

Sensibilité ---- système A utilisant une antenne de 34 m de diamètre
___ système B utilisant une antenne de 300 m de diamètre .
(voir texte et Figure 2)
D: Distance, années lumières (1 année lumière = 9,46 x 10^{15}m)
*: Satellite sur orbite géostationnaire
+: Engin spatial Voyager au niveau de Neptune.

Lorsqu'une largeur de bande de détection n'est pas limitée par une dérive de fréquence du signal, on obtient la meilleure sensibilité à la réception en utilisant une largeur de bande de détection correspondant à la largeur spectrale du signal reçu. Or, cette largeur de bande n'est pas connue à l'avance. De plus, pour un récepteur unique, la réduction de la largeur de bande de détection entraine une augmentation du temps nécessaire pour effectuer les recherches dans une gamme de fréquences donnée, à moins qu'un grand nombre de voies de détection de très faible largeur de bande puisse être utilisées simultanément. Par exemple, pour effectuer les recherches dans la gamme de 1 à 2 GHz avec un récepteur à une seule voie ayant une largeur de bande de 1 Hz et un temps d'intégration de 10 s, il faudrait 317 ans. Pour ces raisons, pour faire des recherches approfondies, on utilise des récepteurs capables d'examiner simultanément des millions de voies spectrales, ayant chacune une faible largeur de bande de détection.

5. Direction du pointage des antennes

Il est souhaitable d'utiliser des antennes de gain élevé (large surface de captage) pour obtenir une meilleure sensibilité et améliorer la probabilité de détection. Le problème est qu'une augmentation du gain entraîne une diminution de l'ouverture du faisceau et une augmentation corrélative du nombre de directions de pointage nécessaires pour explorer une portion donnée du ciel. Pour un temps d'intégration donné, une augmentation des directions de pointage se traduit par une augmentation du temps de recherche.

Les stratégies de pointage des antennes, le choix du temps d'intégration et d'autres paramètres du système sont des éléments importants de la conception de la recherche SETI.

6. Identification du signal et réduction des signaux brouilleurs

Un des principaux problèmes qui se posent quand on cherche à déceler des signaux extra-terrestres provenant d'une autre intelligence, est de réussir à déterminer que le signal détecté n'est pas produit par un bruit naturel ou artificiel.

La probabilité que l'amplitude du bruit aléatoire dépasse une valeur donnée est bien comprise. Une crête de bruit qui dépasse une valeur seuil donnée sera détectée, que l'on appelle une fausse alarme. La valeur seuil détermine le taux de fausse alarme, et ce taux peut être calculé dans le cas d'un bruit blanc gaussien. Si l'on élève le seuil pour réduire le taux de fausse alarme, on réduit la sensibilité du récepteur.

A l'exception d'émission astrophysiques naturelles ou d'un signal extra-terrestre, les signaux reçus par une station de recherche sont des signaux artificiels. Il faut donc que cette station ait la possibilité de classer ces signaux et de les rejeter s'ils ne peuvent faire l'objet d'autres observations ou analyses. Cette élimination peut reposer sur une connaisance a priori des signaux dans l'environnement de la station de recherche ou sur des mesures faites par la station. Si l'on réussit à exclure ces signaux brouilleurs de la base de données utilisée pour une analyse plus détaillée, on contribuera en grande partie au succès des recherches.

L'utilisation accrue du spectre des fréquences radioélectriques laisse penser qu'il conviendrait d'organiser dès que possible des recherches SETI afin de réduire le plus possible le problème que pose le brouillage des fréquences radioélectriques. Il convient de noter que, du point de vue des recherches SETI, toutes les émissions radioélectriques humaines, autorisées ou non, représentent un brouillage potentiel des fréquences radioélectriques.

L'accélération de l'utilisation de l'orbite des satellites géostationnaires empêchera de plus en plus d'effectuer des recherches dans une zone du ciel au-dessus de l'équateur dans les gammes de fréquences utilisées par les émetteurs de satellite. L'étendue de la zone est déterminée par le nombre de satellites géostationnaires et leur p.i.r.e.

7. Bandes de fréquences convenant pour les recherches

Bien que les fréquences et autres caractéristiques des signaux extra-terrestres ne soient pas connues, il est nécessaire de décider avec quelles bandes de fréquences la recherche doit commencer. Pour les stations de recherche installées sur la Terre, la sensibilité maximale est limitée par la température du bruit et l'affaiblissement dû à l'atmosphère, comme indiqué ci-dessus. De plus, certaines bandes ont été reconnues appropriées aux recherches d'après certains principes physiques.

L'examen détaillé des raisons du choix de fréquences spécifiques pour une recherche initiale ou intensive n'entre pas dans le cadre du présent rapport. Le Rapport 700-1, Genève 1986, donne quelques raisons justifiant le choix de certaines fréquences. Toutes les fréquences spécifiques proposées pour les recherches se trouvent au voisinage des raies spectrales de rayonnement naturel, par exemple des raies d'hydrogène atomique (1 420 MHz), de radical d'oxhydryle (1 612, 1 665, 1 667 et 1 720 MHz), de formaldéhyde (4 830 MHz), et de la raie spectrale de l'état fondamental de l'atome artificiel le plus léger, le positronium (203,385 GHz). On suppose que des êtres extra-terrestres peuvent décider d'émettre sur des fréquences proches de ces raies d'émission, voire sur des multiples de ces raies, pensant que d'autres civilisations comprendront et écouteront ces émissions.

Plusieurs bandes attribuées au service de radioastronomie sont protégées contre les émissions artificielles, de même que des bandes utilisées pour la détection passive. Etant protégées contre les brouillages, ces bandes peuvent aussi être utilisées pour les recherches SETI.

Les avis sur les fréquences pouvant être utilisées pour les communications extra-terrestres sont très partagés. Il faut se rappeler que nous n'avons aucune connaissance fiable a priori de la nature ou de l'existence des signaux que nous essayons de recevoir. C'est pourquoi il est proposé d'entreprendre des recherches approfondies sur de larges gammes de fréquences dans toutes les directions de la Terre.

8. Conclusion

La possibilité de détecter des signaux provenant d'autres civilisations de notre galaxie, à supposer qu'elles existent, dépend énormément d'un environnement radioélectrique calme aux endroits où sont effectuer les recherches. S'il est vrai que les techniques modernes permettent de distinguer les signaux artificiels, il est vrai aussi que l'utilisation du spectre radioélectrique pour un grand nombre de services et de fonctions de télécommunications exige que ces distinctions soient faites très rapidement. Plus le temps passe, plus les chances de réussite de détection diminuent.

Il importe donc de tenir compte des conditions applicables à la recherche de signaux extra-terrestres et d'inciter le plus possible les pays à coopérer pour que les sites de recherche soient protégés contre les brouillages.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

BATES, D. [1988] Radio searches for extra-terrestrial civilizations. Quarterly Journal of the Royal Astronomical Society, 29, 307-311.

COCCONI, G., et MORRISON, P. [1959] *Searching for Interstellar Communications.* Nature, 184, 884

DRAKE, F. D., [1960] Sky and Telescope 39, 140.

National Aeronautics and Space Administration [juillet 1973] Project Cyclops, Ames Resea Center, Moffett Field, California, USA, Report CR 114445, Revised Edition, 243 pp.

OLIVER, B.M. [1987] The windows of SETI: frequency and time in the search for extra-terrestrial intelligence. The Planetary Report, Vol. VII, n° 6, 23-25.

TARTER, J., [1985] SETI Observations Worldwide, *The Search for Extraterrestrial Life: Recent Developments.* pp 271-290, ed. M.D. Papagiannis, D. Reidel Publishing Co.

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

DECISIONS

DECISION 87*

DETERMINATION DE LA ZONE DE COORDINATION
Appendice 28 du Règlement des radiocommunications

(1989)

Le texte de cette Décision est publié dans la Partie 2 des Volumes IV et IX.

DECISION 101

CREATION DU GROUPE DE TRAVAIL INTERIMAIRE 2/2

(1989)

La Commission d'études 2 du CCIR,

CONSIDERANT

a) que la Conférence de plénipotentiaires de l'UIT, Nice, 1989, par sa Résolution PL-B/1, a décidé:

- qu'une Conférence administrative mondiale des radiocommunications chargée d'étudier les attributions de fréquences dans certaines parties du spectre devra se tenir au premier trimestre de 1992;
- que l'ordre du jour de cette Conférence devra être étudié par le Conseil d'administration, compte tenu des Résolutions et des Recommandations des CAMR HFBC-87, CAMR MOB-87 et CAMR ORB-88 relatives à l'attribution des fréquences;
- qu'en outre, cette Conférence pourra envisager de définir certains services spatiaux nouveaux et examiner des attributions de fréquences à ces services dans les bandes de fréquences supérieures à 20 GHz;

b) que la CAMR ORB-88 (Recommandation 716) a demandé au CCIR d'effectuer certaines études préparatoires pour la Conférence;

c) que la CAMR MOB-87 et la CAMR ORB-88 ont adopté d'autres Résolutions et Recommandations qui seront étudiées par la Conférence et qui sont susceptibles d'avoir des conséquences sur les critères de partage de fréquences pour les services de radiocommunication relevant de la Commission d'études 2;

---

*) Conformément à la décision de la réunion des Rapporteurs principaux et des Vice-Rapporteurs principaux (Genève, 4-6 juillet 1990), les tâches du GTIM 2-4-5-8-9-10-11/1 sur la détermination de la zone de coordination sont transférées à la Commission d'études 12 pour étude par le Groupe d'action 12/3.

d) que le CCIR a déjà élaboré des concepts de base et recommandé des critères techniques pour le partage de fréquences qui pourraient faciliter les travaux de la Conférence;

e) qu'un rapport du CCIR, qui sera élaboré par le GTIM CAMR-92 , sera soumis aux administrations 10 mois avant la Conférence, c'est-à-dire aux environs du mois de mars 1991;

f) que la réunion intérimaire de la Commission d'études 2 pour la période d'études 1990-1994 se tiendra après cette date;

g) les options offertes par la Résolution 24 pour les travaux préparatoires du CCIR pour les Conférences,

DECIDE

1. de mettre en place un Groupe de travail intérimaire 2/2 avec pour mandat:

1.1 d'examiner les problèmes potentiels de partage en fréquences entre services qui peuvent se poser entre les services relevant de la Commission d'études 2 et les autres services de radiocommunication, résultant des diverses Résolutions et Recommandations mentionnées au CONSIDERANT b) et c);

1.2 d'étudier tous les services spatiaux nouveaux proposés dans les bandes de fréquences au-dessus de 20 GHz environ pour définir leurs caractéristiques techniques et établir les critères de partage entre ces nouveaux services et les services existants auxquels ces bandes sont allouées;

1.3 d'étudier d'autres services, règles techniques et bandes de fréquences qui pourraient être inscrits à l'ordre du jour de la CAMR de 1992 par le Conseil d'administration.

1.4 de faire rapport conformément au § 2.3.8 de la Résolution 24-6;

2. de confier la présidence du Groupe de travail intérimaire 2/2 et la coordination des travaux à M. H.G. Kimball, Etats-Unis d'Amérique;

3. de confier la nomination des représentants au sein du Groupe de travail intérimaire 2/2 aux pays suivants: Australie, France, République fédérale d'Allemagne, Royaume-Uni, Etats-Unis d'Amérique, Japon, URSS;

4. de demander, conformément aux § 2.3.5 et 2.3.6 de la Résolution 24-6, au Groupe de travail intérimaire 2/2 d'effectuer dans la mesure du possible ses travaux par correspondance; ce Groupe de travail intérimaire pourrait tenir une brève réunion juste avant toute réunion programmée du GTIM CAMR-92 .

92-61-04172-8