

RAPPORT 808-3\*

**SERVICE DE RADIODIFFUSION PAR SATELLITE****Techniques relatives au secteur spatial**

(Question 2/10 et 11, Programme d'études 2K/10 et 11)

(1978-1982-1986-1990)

**1. Introduction****1.1 Considérations générales**

La très vaste couverture de la surface terrestre que peut assurer un émetteur installé à bord d'un satellite, en particulier d'un satellite géostationnaire, et la technologie dont on dispose actuellement permettent d'envisager l'établissement d'un service de radiodiffusion à l'intention du public en général. A cet effet, un émetteur de station terrestre émet un programme en direction du satellite, lequel le diffuse à son tour à destination des récepteurs installés chez les usagers ou des récepteurs communautaires dans une vaste région du globe.

Les techniques applicables au secteur spatial du service de radiodiffusion par satellite sont comparables à de nombreux égards aux techniques applicables aux autres services de radiocommunications spatiales. Dans quelques domaines, cependant, les techniques nécessaires pour le service de radiodiffusion par satellite présentent certaines différences et nécessiteront des travaux de recherche et de mise au point particuliers. Parmi ces questions, il convient de mentionner la production de quantités exceptionnellement grandes d'énergie primaire, l'obtention d'une grande puissance radioélectrique, des générateurs de fréquences radioélectriques à grand rendement, des méthodes efficaces de conduction et de dissipation de la chaleur produite par ces sources de grande énergie radioélectrique, enfin la conception et la mise au point d'antennes de satellite ayant de faibles niveaux de lobes latéraux et des faisceaux de forme asymétrique.

Les paragraphes suivants du présent Rapport se limitent à l'examen de ces aspects de la technique de conception des satellites, à l'exception des trois derniers mentionnés ci-dessus.

**2. Energie primaire (voir aussi le Rapport 673)****2.1 Panneaux solaires**

Avec l'augmentation des besoins en énergie, on s'est intéressé aux panneaux solaires légers. La solution la plus efficace consiste à monter des piles photovoltaïques sur un support souple qui est soit plié, soit enroulé autour d'un tambour pendant le lancement et la révolution sur l'orbite de transfert [Ray et Winicor, 1966]. Les méthodes de déploiement peuvent prendre plusieurs formes qui sont exposées à l'Annexe I.

Un panneau solaire déroulable de 1,5 kW a été essayé en vol avec succès. D'après les estimations actuelles, la réalisation d'un panneau solaire déroulable de 12 kW (10 kW au bout de cinq ans) serait possible. Les caractéristiques de fonctionnement qu'on peut attendre des nouveaux progrès de la technique des panneaux solaires légers et déployables sont récapitulées dans l'Annexe I.

Le rapport entre l'énergie primaire pouvant être fournie et la masse des satellites de radiodiffusion géostationnaires dépend dans une certaine mesure de la méthode de stabilisation d'orientation utilisée (stabilisation gyroscopique ou stabilisation triaxiale). En général, un engin spatial à stabilisation gyroscopique doit avoir une masse plus grande qu'un engin spatial à stabilisation triaxiale pour fournir la même quantité d'énergie primaire. La Fig. 1 indique, au commencement de la durée de vie du satellite, l'énergie primaire et la masse en orbite pour plusieurs engins spatiaux représentatifs. Le rapport de la puissance en début de vie à la puissance en fin de vie, pour une durée de vie de 7 ans, est de l'ordre de 1,3 à 1. La figure indique également les dates approximatives auxquelles les caractéristiques ont été définitivement fixées. Le rapport de la capacité en énergie primaire à la masse est plus élevé pour les engins spatiaux CTS et BSE que pour les autres satellites, parce que ces engins ne comportent pas plusieurs répéteurs avec les filtres associés.

L'alimentation en énergie par des panneaux solaires est interrompue durant le passage du satellite dans l'ombre de la Terre ou de la Lune. Avec un satellite géostationnaire, cette éclipse par la Terre se produit une fois par jour mais seulement durant des périodes allant approximativement du 27 février au 12 avril et du 1<sup>er</sup> septembre au 15 octobre. Vers le milieu de ces périodes, l'éclipse dure environ soixante-dix minutes aux environs de minuit (heure locale à la longitude du satellite); la durée de l'éclipse est moindre vers le début et vers la fin de ces périodes (voir la Fig. 2). Dans le cas des éclipses plus longues, il faut prévoir, après la fin de l'éclipse, une durée de mise en température suffisante. Jusqu'ici, il a fallu disposer à cet effet d'environ une demi-heure.

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

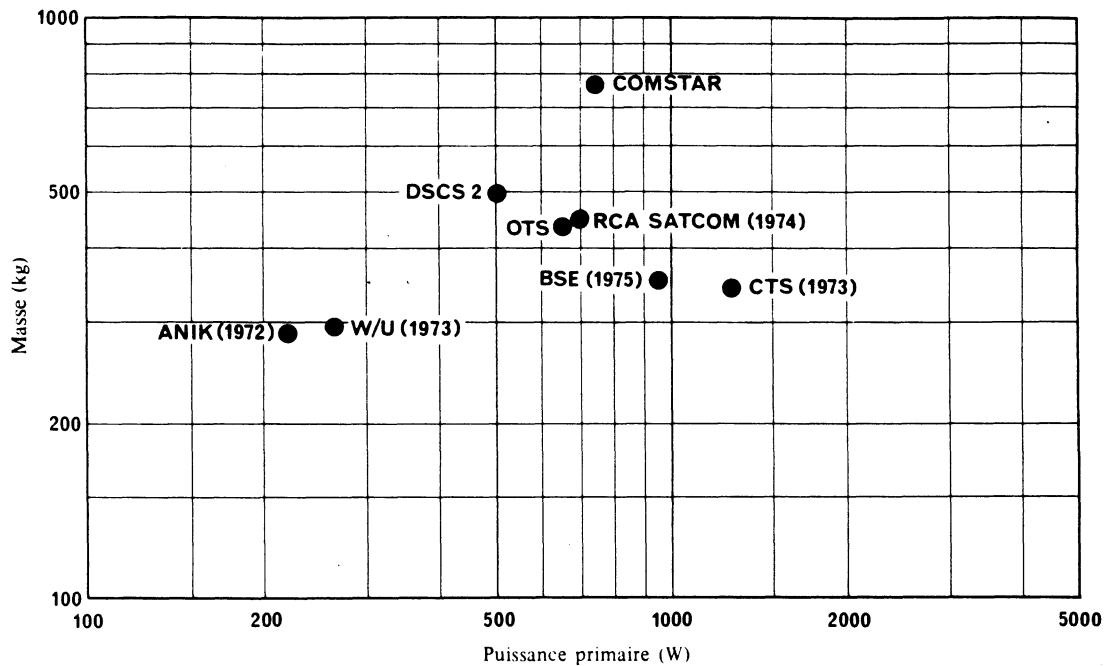


FIGURE 1 - Relation entre la masse en orbite et la puissance primaire au début de la durée de vie du satellite

COMSTAR (Satellite COMSAT General et AT&T)

CTS (Satellite technologique de télécommunication des Etats-Unis d'Amérique et du Canada)

BSE (Satellite expérimental de radiodiffusion du Japon)

W/U (Satellite WESTAR de la Western Union)

ANIK (Satellite canadien de télécommunication)

DSCS (Satellite du système de télécommunication de défense des Etats-Unis d'Amérique)

OTS (Satellite d'essai en orbite de l'Agence spatiale européenne)

RCA SATCOM (Satellite RCA Americom)

Note. — Les dates entre parenthèses sont les dates approximatives auxquelles les caractéristiques ont été définitivement approuvées.

Les heures d'occurrence, la durée et la profondeur des éclipses produites par la Lune ne sont pas aussi régulières que celles des éclipses du Soleil par la Terre. Le nombre annuel d'éclipses par la Lune, pour chaque position orbitale, varie entre zéro et quatre, avec une moyenne de deux éclipses par an; les éclipses peuvent se produire deux fois en vingt-quatre heures. La durée des éclipses peut varier de quelques minutes à plus de deux heures; leur durée moyenne est d'environ quarante minutes. Des problèmes spéciaux concernant la recharge des batteries et la stabilité thermique de l'engin spatial peuvent se poser lorsque des éclipses par la Lune, de longue durée et de profondeur importante, se produisent pendant la même période que des éclipses du Soleil par la Terre. Il est possible de prévoir de façon suffisamment précise les caractéristiques des événements d'occultation par la Lune. Le Tableau I donne une prévision des éclipses pour la période 1981-1990, pour une position orbitale de 110° de longitude Est. En raison des irrégularités des orbites de la Terre et de la Lune, la réapparition des mêmes éclipses se produit à intervalles minimum d'un Saros (environ 18 ans) pouvant atteindre trois Saros [Ehara, 1979; CCIR, 1978-82a; Siocos, 1981]. Le Tableau II donne le calendrier des éclipses du Soleil par la Lune à 19° de longitude Ouest pour la période de 18 années, 1983-2000; la Fig. 3 renseigne sur la distribution de ces éclipses (heure de la journée et durée) [CCIR, 1982-86a].

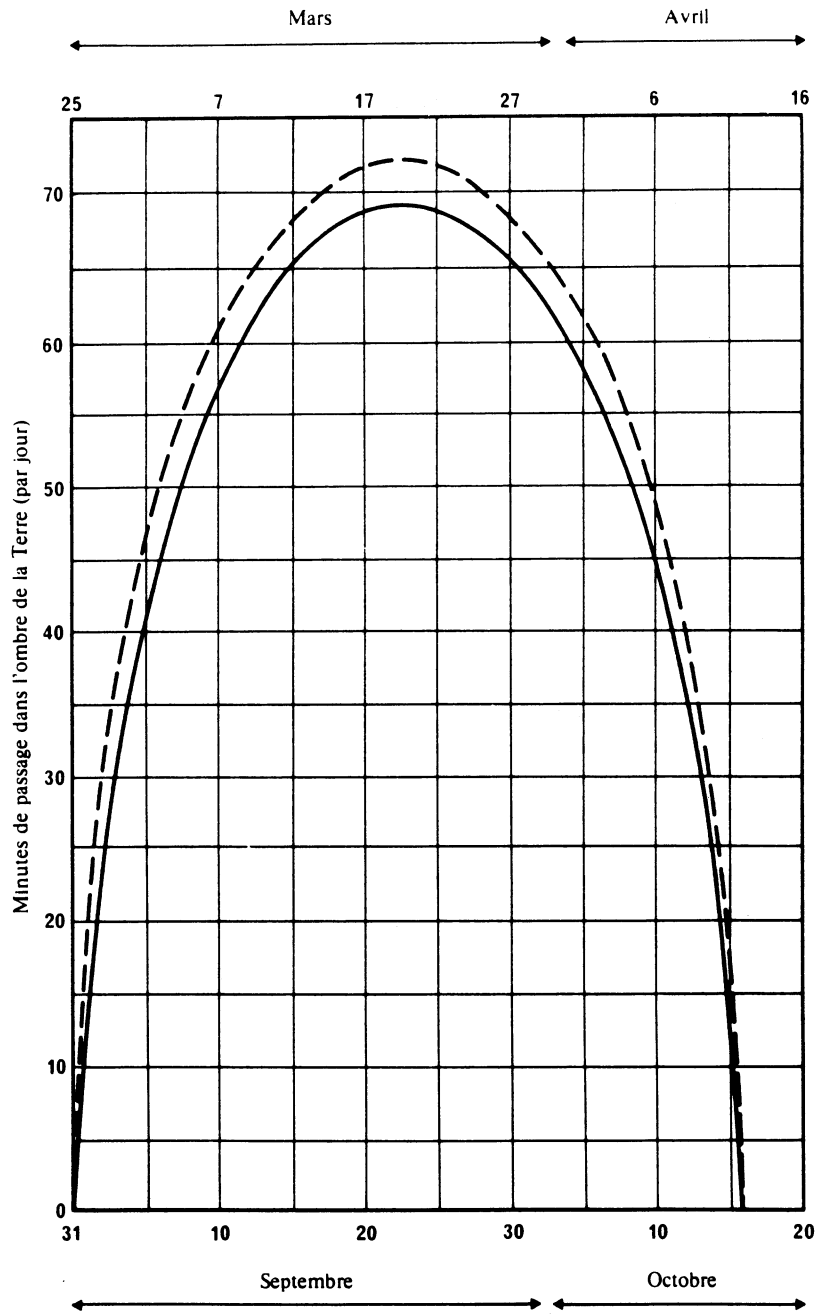


FIGURE 2 — Durée de l'ombre pendant les périodes d'équinoxe pour un satellite sur orbite synchrone

- Eclipse totale
- - - Eclipse partielle

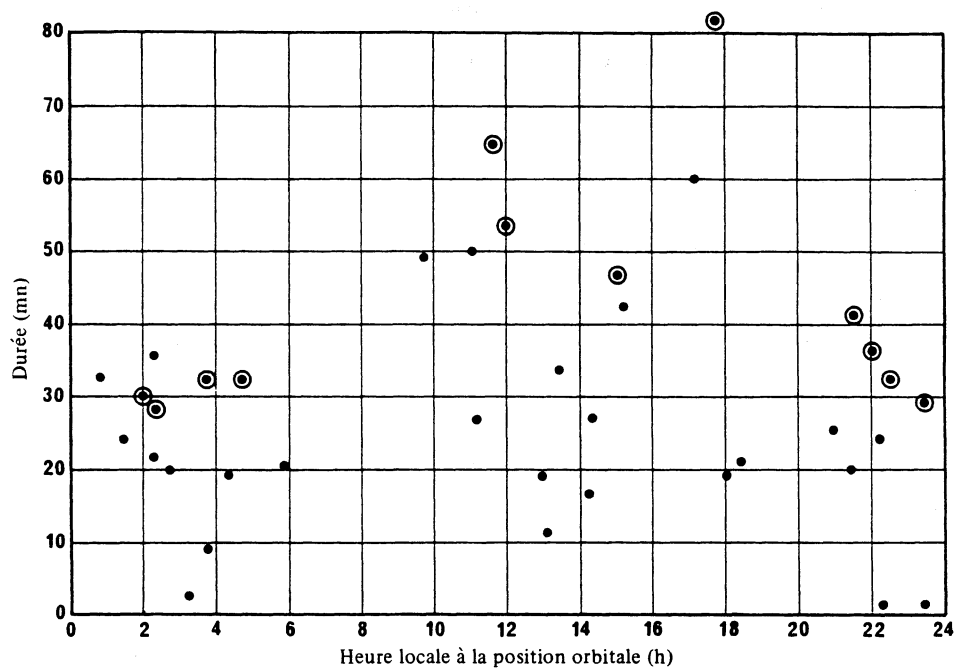


FIGURE 3 – Répartition des éclipses du Soleil par la Lune (19° de longitude Ouest)

- occultation entre 0 et 50%
- ⊙ occultation entre 50 et 100%

TABLEAU I – Prédiction des éclipses solaires produites par la Lune sur l'orbite des satellites géostationnaires.  
Position: 110° de longitude Est

Date	Heure d'entrée (UT)	Durée (min)	Occultation (%)
1981 Janvier 6	0252	56	85
Février 5	0832	102	86
Juillet 30	1924	30	39
Décembre 26	0134	66	96
1982 Janvier 24	1926	32	35
1983 Janvier 13	1926	22	11
Janvier 14	1330	38	61
Juillet 10	1524	14	9
Novembre 5	0802	140	62
1984 Mai 1	0516	44	40
1985 Avril 20	0450	20	4
Octobre 14	1250	38	69
1986 Avril 9	1354	34	43
1987 Février 28	1054	66	44
Mars 29	1538	28	59
Avril 27	1856	26	19
Septembre 23	0448	42	47
1988 Août 12	1516	32	69
Septembre 11	0404	44	56
1989 Août 1	1622	10	3
Août 31	0340	38	30
1990 Juillet 21	1902	28	48

TABLEAU II — Prévion des éclipses solaires produites par la Lune sur l'orbite des satellites géostationnaires

Position: 19° de longitude Ouest

Date	Heure d'entrée (UT)	Durée (min)	Occultation (%)
1983 Janvier 14	0208	22,5	26
Juillet 10	0410	18,2	19
Juillet 10	2138	19	17
1984 Janvier 3	0210	28,2	68
Juin 29	0146	23,5	45
Octobre 24	1410	26,4	20
1985 Mai 19	0845	19,2	8
1986 Mai 9	0049	32,6	32
Octobre 3	2330	28,1	65
1987 Mars 29	1337	31,9	32
Août 24	2129	41,1	72
Octobre 22	0632	17,7	7
1988 Avril 16	0429	32,4	68
Septembre 11	0202	35,7	36
1989 Février 6	1744	83,2	88
1990 Juin 22	2339	1	1
Août 20	1257	11,5	8
1991 Février 14	0626	14	7
Février 14	1050	64,6	70
Décembre 6	0154	27,2	66
1992 Février 3	1006	47,5	18
Novembre 24	0313	1	6
1993 Mai 21	2234	31,2	70
Décembre 13	1516	21,8	10
1994 Juin 9	1525	42,7	36
Novembre 3	2202	35,3	63
1995 Avril 29	1119	25,4	13
Septembre 24	0606	21	23
1996 Mars 19	0358	8,6	8
Octobre 12	1254	18,1	11
Octobre 12	2215	1	2
1997 Avril 7	1456	44,2	50
Avril 7	2057	26,3	35
1999 Janvier 17	1203	51,4	100
Février 16	0239	19,2	24
Février 16	1716	60,1	37
Août 11	0344	31,4	84
2000 Janvier 6	1055	50,4	27

Des panneaux de piles solaires au silicium ont été utilisés de manière extrêmement satisfaisante comme source d'énergie primaire à bord des satellites et continueront vraisemblablement à être employés pendant de nombreuses années. La limite théorique (environ 25%) du rendement des piles solaires au silicium est beaucoup plus élevée que les rendements obtenus actuellement. C'est pourquoi des efforts sont actuellement entrepris en vue d'améliorer leur rendement [Lindmayer et Allison, 1973; Revesz, 1973; Arndt, 1974; Statler et Treble, 1974; Haynos et autres, 1974].

## 2.2 Batteries

Pour fournir une capacité d'exploitation limitée pendant les éclipses, on peut utiliser des batteries, mais si l'on voulait rétablir la capacité totale du satellite, la grande puissance requise obligerait à en augmenter considérablement le poids. Les conséquences pratiques des interruptions dues aux éclipses du Soleil par la Terre peuvent être réduites au minimum si l'on s'arrange pour que l'interruption de service se produise après la période principale de visibilité (généralement après minuit), ce qui peut être fait en plaçant le satellite à l'ouest de sa zone de service. Toutefois, il ne sera pas possible de surmonter à l'aide de ces techniques les effets dus aux éclipses solaires produites par la Lune étant donné que les heures d'occurrence, la durée et la profondeur de ces éclipses ne sont pas aussi régulières que celles des éclipses du Soleil par la Terre (voir le § 2.1).

L'élimination des contraintes liées à la protection contre les éclipses peut accroître sensiblement la souplesse de planification et la ressource orbite-spectre disponible pour la planification.

Les progrès réalisés en matière de batteries permettent d'assurer le service pendant les éclipses sur un nombre important de canaux destinés à de petites zones de service, au moyen des satellites de plus faible capacité et de prix modique envisagés pour le service de radiodiffusion par satellite. Par exemple, une étude a montré qu'un satellite STS/PAM de catégorie D\* peut supporter une capacité de communication d'une puissance radioélectrique de 350 W à la sortie de l'amplificateur de puissance grâce à une batterie fonctionnant pendant toute la période de l'éclipse du Soleil par la Terre.

Le Tableau III indique le nombre de canaux utilisés pendant les éclipses pour deux niveaux types de p.i.r.e. maximale pendant une durée de service de 7 à 10 ans. Un rendement de TOP (tube à ondes progressives) de 45% a été admis dans les études [CCIR, 1982-86b].

TABLEAU III – Capacité de fonctionnement pendant les éclipses  
pour une durée de service de 7 à 10 ans  
avec le satellite STS/PAM de classe D

Ouverture du faisceau (degrés)	P.i.r.e. maximale (1) 58 dBW		P.i.r.e. maximale (1) 62 dBW	
	Puissance de sortie de l'amplificateur de puissance, par canal (W)	Nombre maximal de canaux	Puissance de sortie de l'amplificateur de puissance, par canal (W)	Nombre maximal de canaux
0,8	19	18	48	7
1,2	43	8	108	3
1,6	76	4	191	2
2,0	119	2	300	1
2,2	138	2	350	1

(1) En supposant un affaiblissement du circuit de sortie TOP de 1,5 dB.

### 2.3 Autres sources d'énergie

Les réacteurs nucléaires et les piles à combustible constituent des sources possibles d'énergie primaire, mais doivent faire l'objet d'améliorations pour devenir compétitifs avec les panneaux solaires du point de vue du coût, de la masse et de la fiabilité.

L'emploi de thermoéléments et de cellules thermo-ioniques peut également être envisagé pour convertir en énergie électrique l'énergie thermique fournie par le Soleil ou par une source à isotopes; ces moyens permettent de réduire la masse totale de la source d'énergie pour une puissance électrique donnée. Des recherches sont en cours sur la mise au point de ces systèmes et leur application aux engins spatiaux [IEE, 1968].

## 3. Puissance radioélectrique

### 3.1 Vue d'ensemble des limites imposées à la puissance radioélectrique

L'étage final de l'émetteur de radiodiffusion constitue le principal consommateur d'énergie du satellite. Des éléments à semi-conducteurs fonctionnant aux environs de 860 MHz et produisant une puissance d'environ 100 W ont été essayés par les Etats-Unis à bord du satellite d'applications technologiques ATS-6. Des émetteurs à semi-conducteurs fournissant une puissance de 20 W à 2,6 GHz ont également été essayés à bord d'ATS-6. Des puissances notablement plus élevées, surtout à des fréquences supérieures, nécessiteront l'emploi de tubes à vide. On peut, à l'aide de klystrons ou de tubes à ondes progressives, espérer obtenir des puissances maximales allant de 1 à 7,5 kW, pour toute fréquence comprise dans la gamme de 2 à 20 GHz. On peut attendre de ces divers systèmes des rendements (compte tenu des pertes dues aux éléments de conversion d'énergie) allant de 35 à 65%. Un tube à ondes progressives de 200 W, ayant un rendement d'environ 50% à 12 GHz a été utilisé dans le programme de satellite technologique pour les télécommunications des Etats-Unis et du Canada. Pour la bande des 12 GHz, le Tableau IV donne les paramètres pertinents pour les tubes à ondes progressives actuellement utilisables par les satellites de radiodiffusion.

\* Satellite STS/PAM de catégorie D: satellite ayant en général une masse de 1250 kg sur l'orbite de transfert.

La puissance radioélectrique totale est limitée par la puissance des panneaux solaires, par les pertes dues aux éléments de conversion de l'énergie et par le rendement de l'émetteur. La puissance de sortie d'un tube donné est limitée par la densité du courant qui peut traverser la cathode et par la densité admissible pour le faisceau électronique. La puissance qu'on peut faire passer dans un composant à guide d'ondes est limitée par la tension de claquage et par l'échauffement. D'autres facteurs qui imposent des limites d'ordre pratique en matière de puissance de l'émetteur de l'engin spatial sont les suivants: masse du satellite, limites de puissance surfacique applicables dans certaines gammes de fréquences et influence des brouillages sur l'utilisation efficace de l'arc de l'orbite des satellites géostationnaires.

TABLEAU IV – Tubes à ondes progressives pour les satellites de radiodiffusion

	20-30 W	100-110 W	120-140 W	230 W	235 W	230-260 W	100 W	200 W	450 W
Circuit RF	Hélice	Hélice	Hélice	Hélice	Hélice	Hélice	Cavités couplées	Cavités couplées	Cavités couplées
Nombre de collecteurs	1-3	4	4	4	5	5	3	10	5
Rendement nominal (%)	35-40	50	50	52	50	49	50	48	50
Largeur de bande instantanée (MHz)	200	200	300	105-200	400	105-200	180	85	100-200
Durée de vie prévue (années)	7-10	7-10	7-10	7-10	10	7-10	3	3	7-10
Refroidissement des collecteurs	Conduction	Rayonnement	Rayonnement	Rayonnement	Rayonnement	Rayonnement	Rayonnement	Rayonnement	Rayonnement
Dissipation collecteur/support (%)	–	70/30	70/30	70/30	70/30	70/30	40/60	40/60	70/30
Masse (kg)	1,0	3,0	3,2	2,5	4,5	3,5	6,8	11,9	6,8
Programme	OTS, ECS, TDRSS et autres	BS-2	BS-3	TDF-1 & TDF-2	OLYMPUS	TV SAT TDF-1 TDF-2 Télé-X	BSE	CIS/HERMES	–
Etat (1989)	Utilisé en vol et homologué	Utilisé en vol	Utilisation en vol prévue pour 1990	Utilisé en vol	Utilisé en vol	Utilisé en vol	Utilisé en vol	Utilisé en vol	Prototype

### 3.2 Puissance isotrope rayonnée équivalente et sa stabilité

Pour une zone de couverture donnée, par exemple celle correspondant à 2° d'ouverture, on peut prévoir une p.i.r.e. maximale de 75 dBW à 700 MHz et peut être 70 dBW à 12 GHz, des puissances plus fortes étant techniquement réalisables ultérieurement.

Des mesures effectuées dans le cadre du programme BSE durant une période de deux ans ont permis de déterminer que l'écart type de la variation de la puissance d'émission était inférieur à 0,2 dB [CCIR, 1978-82b].

### 3.3 Régulation thermique

A cet égard, la principale difficulté est d'évacuer la chaleur des composants de conversion de l'énergie et des étages de grande puissance de l'émetteur. Les composants du type état solide se prêtent à des méthodes d'évacuation simples, de caractère passif. Toutefois, aux basses températures (350 K à 390 K) auxquelles fonctionne le système, les surfaces de rayonnement doivent être d'assez grande étendue. D'autres composants, par exemple les tubes à grille et les tubes hyperfréquences, fonctionnent à température élevée et ont une forte densité d'évacuation de la chaleur. En effet, à ces températures (470 K à 500 K), la surface de rayonnement peut être beaucoup plus petite.

Les conduits caloriques qu'on a pu réaliser constituent un moyen prometteur pour le transfert de la chaleur, de la source de celle-ci vers la surface rayonnante. Des conduits caloriques ont été utilisés pour la régulation thermique d'engins spatiaux [Anand, 1968] et pour l'évacuation de la chaleur de tubes à grande puissance équipant des stations terriennes.

#### 4. Maintien en position et commande d'orientation

La présente section étudie les spécifications opérationnelles et l'état de la technique en ce qui concerne le maintien en position et la commande d'orientation des satellites géostationnaires.

La possibilité d'interférence physique entre engins sur l'orbite géostationnaire, le blocage des émissions d'un satellite par un autre, et les méthodes qui pourraient être utilisées pour pallier ces risques, de même que l'évaluation de l'augmentation de la masse de carburant éventuellement nécessaire, sont étudiés dans le Rapport 1004.

##### 4.1 *Maintien en position*

Les légères inégalités du champ de gravitation de la Terre ainsi que les forces de gravitation dues au Soleil et à la Lune ont des effets perturbateurs sur des satellites qui, sans cela, resteraient stationnaires; ces influences peuvent être compensées par des méthodes de correction de l'orbite ou de «maintien en position».

Un satellite géostationnaire est soumis à des forces extrêmement faibles dirigées vers l'est ou vers l'ouest, qui modifient sa dérive longitudinale.

D'autres forces perturbatrices tendent à modifier l'inclinaison du plan de l'orbite d'environ  $0,8^\circ$  par an, ce qui provoque des variations quotidiennes correspondantes de la latitude du satellite.

Les techniques actuelles de maintien en position mettent en jeu une poussée corrective chargée de compenser les forces de gravitation; cette poussée est obtenue par de petites fusées de propulsion montées sur le satellite et alimentées par un carburant stocké à bord. L'ampleur de la correction souhaitée dépend du déplacement admissible pour le satellite.

En général, le maintien en position longitudinale, c'est-à-dire dans le sens est-ouest, est essentiel, car l'absence de correction peut donner lieu à une dérive importante et rapide; la consommation de carburant nécessaire à cet effet est heureusement très faible. Quant au maintien en position transversale, c'est-à-dire dans le sens nord-sud, grâce auquel le plan de l'orbite restera voisin de celui de l'équateur, ce problème devient d'autant plus important que la durée de vie des satellites augmente. Le maintien en position transversale consomme environ dix fois plus de carburant que le maintien en position longitudinale.

Aux fréquences inférieures à 1 GHz, pour lesquelles on ne doit pas, en règle générale, exiger que l'ouverture du faisceau de l'antenne de réception soit inférieure à  $5^\circ$ , une précision de  $1^\circ$  pour le maintien en position suffit à assurer que le satellite reste dans le faisceau de l'antenne de réception. Au-dessus de 1 GHz, on peut avoir besoin de précisions de l'ordre de  $0,25^\circ$ . La dérive longitudinale des satellites actuellement sur orbite géostationnaire peut être maintenue égale à  $0,1^\circ$  pendant une durée de vie du satellite de cinq ans au moins. Pour les satellites en construction, on parviendra à maintenir la dérive quotidienne de latitude dans les mêmes limites. Cela signifie qu'il est techniquement possible de mettre en œuvre des méthodes de maintien en position assurant la précision d'orbite nécessaire pour un satellite géostationnaire de radiodiffusion.

Il est souhaitable de parvenir à une précision de maintien en position de l'ordre de  $0,1^\circ$  pour obtenir le rendement d'utilisation maximal du spectre et de l'orbite des satellites géostationnaires. En règle générale, la dérive du satellite devrait être limitée à 5% au plus de l'espacement entre satellites voisins.

##### 4.2 *Commande d'orientation*

La précision de pointage des antennes des satellites est très importante en radiodiffusion par satellite pour obtenir la meilleure utilisation de leur directivité. D'autre part, la pression de radiation et le gradient thermique causent des dépointages des antennes des satellites. Pour garder le pointage il faut par conséquent stabiliser l'orientation du satellite avec une précision aussi élevée que possible. Cette précision dépend surtout du type des capteurs et du système choisis pour la commande d'orientation.

Il faut en général assurer la commande d'orientation autour des trois axes d'un satellite géostationnaire, cela afin de maintenir la couverture de la zone à desservir et de réduire le débordement au minimum. Dans quelques rares applications, on peut se contenter d'assurer la commande d'orientation autour de l'axe de tangage et de l'axe de roulis [CCIR, 1978-82c]. Cependant, cela suppose un faisceau d'antenne à symétrie axiale (c'est-à-dire circulaire), à polarisation circulaire, et pointé vers la projection du satellite sur la Terre (cas peu vraisemblable et dont il ne sera pas question dans ce qui suit, car on place généralement le satellite à l'ouest de la zone de service afin de retarder le début de l'éclipse solaire) ou bien pointé à l'aide de capteurs à fréquence radioélectrique vers un radiophare situé au centre de la zone de service. En général, et même dans ce dernier cas, on a intérêt à contrôler les trois axes du satellite si l'on tient compte d'une part d'un mauvais pointage des panneaux solaires, d'autre part de la consommation de propérol.

La précision de pointage que l'on peut obtenir dépend des caractéristiques et de la qualité des capteurs d'orientation employés pour chaque axe.

Compte tenu des erreurs sur les angles d'assiette d'un satellite, le cercle de l'erreur de visée de l'antenne d'émission devrait pouvoir être maintenu à moins de  $0,1^\circ$  radialement près. L'introduction de systèmes améliorés (comme la détection par fréquence radioélectrique: voir le Rapport 546) permettrait de réduire cette erreur considérablement. Les mesures faites sur le satellite TDF-1 ont montré qu'il est possible d'obtenir un cercle d'erreur de visée d'un rayon de  $0,01^\circ$ .



Les systèmes de commande d'orientation actuellement utilisés sur la plupart des satellites géostationnaires de télécommunication peuvent commander le lacet de telle manière que l'erreur soit de l'ordre de  $\pm 0,3^\circ$  à  $\pm 0,8^\circ$ , selon tel ou tel facteur. On peut atteindre les valeurs les plus strictes ( $\pm 0,3^\circ$ ) en faisant appel à deux références d'orientation différentes suffisamment éloignées l'une de l'autre: par exemple un capteur à fréquences radioélectriques et un capteur à infrarouge (cela quand la zone de couverture est suffisamment éloignée de la projection du satellite sur la terre) ou encore deux capteurs à fréquences radioélectriques (cela quand la zone de couverture est assez vaste). Il a déjà été prouvé, au moyen du satellite ATS-6 sur orbite, que l'on peut stabiliser le lacet à moins de  $\pm 0,1^\circ$  en utilisant des détecteurs d'étoile [Redisch, 1975], mais de tels appareils contribuent sensiblement à augmenter la masse et la complexité du satellite.

Le satellite expérimental BSE du Japon utilise la méthode de stabilisation triaxiale sans moment pour la commande d'orientation. Ce système permet de limiter les erreurs dynamiques de la commande d'orientation à  $\pm 0,03^\circ$  pour le tangage et le roulis, au moyen du capteur dirigé vers la Terre, et à  $\pm 0,3^\circ$  pour le lacet, au moyen d'une combinaison du capteur à impulsion unique à fréquence radioélectrique et du capteur dirigé vers la Terre, durant presque toute la journée [Shimizu et autres, 1980]. (Un angle d'environ  $7^\circ$  est sous-tendu entre l'émetteur de radiophare de la station terrienne et la projection du satellite sur la surface de la Terre, tel que considéré du satellite.)

Les relations entre les erreurs d'orientation et le mouvement de l'empreinte de l'antenne sur la surface de la Terre sont décrites dans le Rapport 546, lequel indique une gamme de valeurs, reflétant les progrès attendus compte tenu de l'effet critique de l'erreur de pointage sur la planification.

## 5. Antennes d'émission

Le gain maximal des antennes et la décroissance du gain en fonction de l'angle sont des facteurs importants pour les calculs de brouillage. Il convient donc d'indiquer les caractéristiques probables des antennes d'émission de radiodiffusion par satellite et des antennes de réception au sol. Le Rapport 810 étudie en détail les diagrammes d'antenne et la technique des antennes.

## 6. Couverture

La zone terrestre couverte par un faisceau d'antenne de satellite, et la forme de cette zone, dépendent non seulement du diagramme de rayonnement de l'antenne du satellite, mais encore du décalage de pointage du faisceau par rapport au nadir du satellite (point de projection du satellite). Puisque le satellite ne se trouve pas à l'origine du système de coordonnées de la Terre, les coordonnées du diagramme d'antenne ne sont pas en relation linéaire avec les coordonnées terrestres. On trouve dans la littérature l'exposé de méthodes de calcul des «empreintes» des antennes de satellite sur la Terre, par exemple [Jacobs et Stacey, 1971; Adamy, 1974].

## 7. Durée de vie

Dans les travaux de planification actuels sur les systèmes, on admet que la durée de vie moyenne d'un satellite est de l'ordre de 7 ans. Les études déjà effectuées et les performances des systèmes à satellite en service permettent de tablir sur une espérance de vie allant jusqu'à 10 ans, moyennant une réalisation soignée et que certains équipements de réserve soient prévus. En particulier, les panneaux de cellules solaires doivent être d'assez grandes dimensions pour tenir compte de la détérioration progressive qui se produit dans l'espace. Il se pourrait que l'on ait besoin de grandes quantités de carburant pour le maintien en position et la stabilisation en orientation; cette quantité pourrait aller de 20 à 25% de la masse du satellite en utilisant des techniques actuelles. Avec l'arrivée des propulseurs ioniques, on aura besoin de moins de combustible pour commander les mêmes fonctions de manœuvre. Il se peut que ces propulseurs remplacent un jour les systèmes traditionnels à propulsion par gaz. Cependant, ces nouveaux propulseurs n'en sont encore qu'au stade de développement et l'on n'a pas encore procédé à une évaluation complète de leurs possibilités (voir le Rapport 843).

## RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- ADAMY, D. L. [décembre 1974] ESV (Earth Satellite Vehicle) antenna footprints. *Microwave J.*, Vol. 17, 12, 57-60.
- ANAND, D. K. [juin 1968] Heat pipe application to a gravity-gradient satellite (EXPLORER XXXVI). Proc. AMSE Aviation and Space Conference, Los Angeles, Ca., Etats-Unis d'Amérique.
- ARNDT, R. A. [1974] Effects of radiation on the violet solar cell. *COMSAT Tech. Rev.*, 4, 41-52.
- EHARA, T. [juin 1979] Prediction of solar eclipses by the Moon (Moon solar eclipses) occurring at the geostationary satellite orbit, NHK Lab. Note, 237.
- HAYNOS, J., ALLISON, J., ARNDT, R. et MEULENBERG, A. [septembre 1974] The COMSAT non-reflective silicon solar cell: a second generation improved cell. International Conference on Photovoltaic Power Generation, Hambourg, Allemagne (République fédérale d'), 487-500.
- IEE [1968] Institution of Electrical Engineers. Colloquium on direct broadcasting from satellites. Colloquium Digest N° 1968/24.
- JACOBS, E. et STACEY, J. M. [mars 1971] Earth footprints of satellite antennae. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems*, Vol. AES-7, 2.
- LINDMAYER, J. et ALLISON, J. F. [1973] The violet cell: an improved silicon solar cell. *COMSAT Tech. Rev.*, 3, 1-21.
- RAY, K. E. et WINICOR, D. H. [1966] Large area solar cell array, space power systems engineering. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 16 Academic Press, 979-1003.

- REDISCH, W. N. [1975] ATS-6 description and performance. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Systems*, Vol. AES-11, 994-1003.
- REVESZ, A. G. [1973] Vitreous oxide anti-reflection films in high-efficiency solar cells. *COMSAT Tech. Rev.*, 3, 449-452.
- SHIMIZU, S. et autres [1980] BSE on orbit performance. XXXI<sup>e</sup> Congrès de la FIA, 80-D-198, Tokyo, Japon.
- SIOCOS, C. A. [juin 1981] Broadcasting satellites power blackouts from solar eclipse due to the Moon. *IEEE Trans. Broadcasting*, Vol. BC-27, 2.
- STATLER, R. L. et TREBLE, F. C. [1974] Solar cell experiments on the TIMATION III satellite. International Conference on Photovoltaic Power Generation, Hambourg, Allemagne (République fédérale d'), 369-377.

*Documents du CCIR*

- [1978-82]: a. 10-11S/60 (Canada); b. 10-11S/114 (Japon); c. 10-11S/144 (Etats-Unis d'Amérique).
- [1982-86]: a. 10-11S/14 (France); b. 10-11S/59 (Canada).

## ANNEXE I

### MISE AU POINT DE PANNEAUX SOLAIRES LÉGERS

La présente annexe a pour but de récapituler les caractéristiques de fonctionnement qu'on peut attendre des panneaux solaires légers déployables, en raison des nouveaux progrès de cette technique. Elle résume les travaux de mise au point de ces panneaux et elle peut constituer la base des travaux de recherche appliquée qui seront entrepris à l'avenir dans ce domaine.

Au cours des dernières années, un certain nombre d'organisations ont fait des efforts considérables pour mettre au point des panneaux solaires légers déployables. Deux types de panneaux solaires déployables ont été étudiés: les panneaux rigides et les panneaux souples.

Les panneaux rigides sont tous du type pliable; ils sont soit pliés autour du satellite, soit logés dans un coffret extra-plat et pliés en accordéon pendant que le satellite se trouve sur orbite de transfert. Le déploiement, qui se déroule en plusieurs phases, commence en général par la libération pyrotechnique des fixations ou le sectionnement des câbles. Selon le type de panneau, on a ensuite le dépliement des panneaux solaires, suivi du déclenchement d'un dispositif d'accouplement qui éloigne le panneau de l'engin spatial. Le panneau déployé est normalement fixé par des charnières. Dans le cas d'un panneau rigide, la puissance nécessaire pendant que le satellite est sur l'orbite de transfert s'obtient facilement par exposition de la face extérieure des panneaux repliés.

Il existe deux types principaux de panneaux déployables souples montés sur support, les panneaux dépliables et les panneaux déroulables. Dans les panneaux dépliables, la couverture des piles solaires est logée dans un coffret extra-plat pendant le lancement. Le processus de déploiement commence avec l'ouverture pyrotechnique du coffret ou la libération des fixations ou des câbles qui maintiennent le panneau contre l'engin spatial. La couverture pliée se déploie grâce à l'extension d'un pantographe, d'un bras ou d'un système de mât télescopique fixé à la couverture. Lorsque le satellite est sur l'orbite de transfert, le panneau déroulable est enroulé autour d'un tambour fixé à l'engin spatial. Pendant la phase de déploiement, la couverture des piles solaires se déroule par extension d'un bras attaché à la couverture. Pour les deux types de panneaux, dépliables et déroulables, on utilise un dispositif d'accouplement pour séparer le panneau de l'engin spatial.

Le grand avantage des panneaux souples dépliables par rapport aux panneaux souples déroulables tient au fait qu'ils sont moins encombrants étant donné qu'ils ne nécessitent pas de tambour. Cela permet d'intégrer plus facilement le système dépliable au satellite pour le lancement. En général, quel que soit le type de panneau souple utilisé, il faut un panneau supplémentaire pour fournir la puissance nécessaire au maintien sur l'orbite de transfert, lorsqu'on lance un engin vers l'orbite des satellites géostationnaires. Dans certains systèmes perfectionnés de panneaux dépliables, on obtient cette puissance en incorporant au système de panneaux souples les panneaux utilisés pendant le déplacement sur l'orbite de transfert.

Le Tableau V indique les rapports masse/puissance et puissance/masse pour plusieurs types de panneaux déployables rigides. Ce tableau est fondé sur les données relatives à un panneau fournissant un kilowatt, faisant partie d'un système de panneaux solaires à deux kilowatts. On indique d'abord le rapport masse/puissance au début de la durée de vie du satellite, dans des conditions d'équinoxe. Ce rapport tient compte du panneau avec sa couverture, du déploiement, du dispositif d'accouplement et des systèmes servant à l'escamotage. Le rapport masse/puissance du mécanisme d'orientation est indiqué séparément, ainsi qu'un élément «divers» qui fait l'objet d'une estimation et qui englobe les dispositifs dédoublés: bobinages et/ou électronique du moteur du mécanisme d'orientation, dispositifs de verrouillage, isolations, etc. On indique également le rapport puissance/masse à la fin de la durée de vie (5 ans) du satellite dans les conditions du solstice d'été. Enfin, le tableau montre les conséquences de l'utilisation de piles modernes sur le rapport puissance/masse. On admet que l'utilisation de piles modernes se traduit globalement, pour l'ensemble du panneau, par une amélioration de 15%. Il convient de noter que dans le Tableau V et dans le Tableau VI, lorsqu'on passe des panneaux solaires qui en sont au stade de projet ou des essais aux panneaux homologués pour le vol, la masse est plus grande pour tenir compte des équipements dédoublés, du dispositif de régulation thermique, etc. Cela apparaît très nettement lorsqu'on compare les données relatives au Fleetsatcom ou au CTS et au FRUSA, aux données types qu'on obtenait pour les premiers modèles de panneau. Plusieurs exemples de panneaux solaires rigides sont mentionnés. Le premier, qui est en cours de mise au point pour équiper un engin spatial opérationnel, est celui de Fleetsatcom. Il s'agit d'un panneau déployable rigide, replié, au départ, autour de l'engin spatial. Il comporte des supports classiques en aluminium alvéolé et des piles solaires.

TABLEAU V - Comparaison des panneaux solaires dépliés rigides

Type de panneau	FLEETSATCOM TRW - Panneaux classiques dépliés rigides	MBB-ICS Panneaux dépliés (fibre de carbone)		MBB-ULP (matériaux très légers)		Panneaux dépliés Matra (technique de la fibre de verre)		Panneaux utilisés en vol après 1980 (estimation)
		A	B(1)	A	B(1)	A	B(1)	
Panneaux, y compris le déploiement et le rangement au commencement de la durée de vie, équinoxe (kg/kW)	54,0	31,0	31,0	18	18	28,6	28,6	-
Mécanisme d'orientation (kg/kW)	7,7	(4,3)	(3,4)	(4,3)	(3,4)	(4,3)	(3,4)	-
Divers(2) (kg/kW)	compris dans la valeur ci-dessus	(1,5)		(1,5)		(1,5)		-
Total au commencement de la durée de vie, équinoxe (kg/kW)	61,7	36,8	34,4	23,8	21,4	34,4	32,0	25
Total au commencement de la durée de vie, équinoxe (W/kg)	16,2	27,2	29,1	42,0	46,7	29,1	31,3	40
Total à la fin de la durée de vie, 5 ans, solstice d'été (W/kg)	11,4	20,9	22,4	27,7	30,8	20,4	21,9	26
Total à la fin de la durée de vie (5 ans), solstice d'été si des piles perfectionnées sont utilisées (W/kg)	13,1	24,1	25,8	31,9	35,4	23,5	25,2	compris dans la valeur ci-dessus
Références	[1]	[2]		[3]		[4]		

( ) Valeur hypothétique étant donné que la valeur réelle n'est pas connue.

(1) Dans la colonne B, les panneaux sont plus légers, suivant la suggestion du Royal Aircraft Establishment (RAE) pour le mécanisme d'orientation: ils ne comportent aucun équipement supplémentaire.

(2) Comprend tout équipement dédoublé requis dans le mécanisme d'orientation, par exemple: bobinages ou électronique du moteur, isolations, dispositifs de verrouillage, etc.

Le panneau à structure composite améliorée (ICS) de Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH (MBB) comprend des supports en aluminium alvéolé et des revêtements en résine époxyde (CRFP) renforcée de fibres de carbone. L'ensemble est replié en accordéon et l'énergie nécessaire au déploiement est fournie par des ressorts spiraux se trouvant aux charnières du panneau. Cette technique sera appliquée sur les satellites OTS et Marots de l'ASE. Le panneau ultra-léger (ULP) constitue un progrès par rapport au système ICS. La méthode de déploiement est la même, mais le système comporte un cadre en fibres de carbone et les panneaux solaires sont très légers. Dans le système Matra, les panneaux sont pliés en accordéon, les supports sont en aluminium alvéolé et les plaques de revêtement sont en fibre de verre. Le déploiement se fait au moyen de ressorts et de charnières et d'un système de câbles et de poulies.

Le système MBB-ICS indiqué est fondé sur l'utilisation de piles solaires de 125 microns, tandis que dans le système Matra on emploie des piles solaires de 200 microns. En conséquence, le système MBB-ICS est plus léger et il se dégrade moins que le système Matra au bout de cinq ans. Toutefois, on peut se demander si l'on disposera de piles de 125 microns en quantité suffisante pour équiper les engins spatiaux. Il se peut qu'une pile plus lourde doive être utilisée dans ces systèmes.

Dans la dernière colonne, on a indiqué une estimation du rapport masse/puissance pour les systèmes plus perfectionnés qui seront employés après 1980.

TABLEAU VI – Comparaison des panneaux solaires déployables souples

Type de panneau	Panneaux déployables souples SNIAS	Panneaux déployables souples RAE	Panneaux déployables souples CTS	Panneaux déroulables souples Hughes FRUSA	Panneaux utilisés en vol après 1980 (estimation)
Panneaux, y compris le déploiement et le rangement au commencement de la durée de vie, équinoxe (kg/kW)	23,0	16,6	37,7	35,8	–
Mécanisme d'orientation (kg/kW)	4,3	3,4	compris dans la valeur ci-dessus	compris dans la valeur ci-dessus	–
Divers(1) (kg/kW)	1,5	–	compris dans la valeur ci-dessus	compris dans la valeur ci-dessus	–
Total au commencement de la durée de vie, équinoxe (kg/kW)	28,8	20,0	37,7	35,8	18
Total au commencement de la durée de vie, équinoxe (W/kg)	34,7	50,0	26,5	27,9	56
Total à la fin de la durée de vie (5 ans), solstice d'été (W/kg)	22,9	36,2	17,5	18,4	37
Total à la fin de la durée de vie (5 ans), solstice d'été si des piles perfectionnées sont utilisées (W/kg)	26,3	41,6	20,1	21,2	compris dans la valeur ci-dessus
Références	[5]	[6]	[7]	[1]	

(1) Comprend tout équipement dédoublé requis dans le mécanisme d'orientation, par exemple, bobinages ou électronique du moteur, isolations, dispositifs de verrouillage, etc.

Les données indiquées dans les Tableaux V et VI sont tirées des sources suivantes:

- [1] BILLERBECK, W. J. et CURTIN, D. J. [1974] Flexible solar array applications in communications satellites. Proc. Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, San Francisco, Californie, Etats-Unis d'Amérique.
- [2] CRABB, R. L. et SCHNIEDER, K. [1973] Development of an advanced lightweight rigid solar array. Conference Record of the Tenth IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 306-316.
- [3] KOELLE, D. E. [1974] Advanced lightweight rigid solar arrays based on carbon fibre technology. International Astronautical Federation, XXVth Congress, Amsterdam, Pays-Bas.
- [4] LARSSON, H. [1973] Problems of development and test of large lightweight solar arrays. Proc. International Congress, «The Sun in the Service of Mankind», Paris, France.
- [5] BARKATS, G. [1973] Development of flexible, fold-out solar array. Proc. International Congress, «The Sun in the Service of Mankind», Paris, France.
- [6] TREBLE, F. C. [1974] The RAE lightweight solar array. Royal Aircraft Establishment Technical Report 73172. (Les valeurs indiquées dans ce Rapport ont été augmentées pour tenir compte d'un système à 1 kW par F. C. Treble.)
- [7] SACHDEV, S. S., QUITTNER, E. et GRAHAM, J. D. [septembre 1974] The Communications Technology Satellite deployable solar array sub-system. International Conference on Photovoltaic Power Generation, Hambourg, Allemagne (République fédérale d').

Le Tableau VI est similaire au Tableau V à ceci près qu'il concerne des panneaux solaires à support flexible. Il présente des données relatives à plusieurs panneaux solaires. Le panneau mis au point par 1' AEROSPATIALE comporte un système de déploiement à pantographe logé dans un coffret dont les parois sont en aluminium alvéolé. Le pantographe est actionné par un ressort et se déploie automatiquement lorsqu'il est libéré. La vitesse de déploiement est commandée par un treuil et un moteur. Les piles solaires sont montées sur un support Kapton, conçu sous une forme modulaire pour être utilisable à différents niveaux de puissance.

Le panneau solaire du «Royal Aircraft Establishment» conçu dans le cadre d'un programme de développement de matériel à 280 watts, comportera, selon le projet actuel, un mât télescopique actionné par air comprimé qui permettra de déployer un panneau dépliant souple et léger équipé de piles solaires de 125 microns à contact par enroulement. La conception du mécanisme d'orientation léger repose sur des estimations faites par Hawker-Siddeley Dynamics. Le RAE indique également que la puissance nécessaire lorsque le satellite se trouve sur l'orbite de transfert pourrait être fournie par un panneau rigide léger qui ferait partie du panneau souple. Comme dans le cas du système MBB-ICS, les estimations du RAE sont fondées sur l'utilisation de piles de 125 microns; en conséquence, ce système se dégrade moins rapidement que les autres.

Le panneau du satellite de technologie des télécommunications (CTS) est un panneau souple, dépliant, se déployant à l'aide d'un bras «Bi-Stem». Le lancement a eu lieu en janvier 1976. Les données indiquées correspondent au modèle de panneau de grandeur réelle. Etant donné que le dispositif du CTS se compose de deux panneaux donnant une puissance totale d'environ 1 kilowatt à la fin de la durée de vie du satellite, son fonctionnement n'est pas optimal comme celui d'un système à un kilowatt par panneau. En prenant pour base de calcul un kilowatt par panneau, le système CTS pourrait fournir à la fin de sa durée de vie au moins 20 W/kg.

Le panneau solaire enroulable souple FRUSA se déploie à l'aide d'un bras «Bi-Stem». Il a été construit par la «Hughes Aircraft Company» et lancé en 1971. Il a fonctionné de manière satisfaisante et a fourni pendant plusieurs mois des données utiles.

Dans la dernière colonne du Tableau VI, on trouve des estimations du rapport masse/puissance pour des panneaux solaires souples opérationnels qui seront utilisés pour des systèmes plus perfectionnés qui seront employés après 1980. Il convient de souligner que les estimations figurant dans les Tableaux V et VI sont fondées sur les données actuellement disponibles. Certaines missions, ou la mise au point de nouveaux panneaux de type particulier, pourraient modifier ces estimations.

## ANNEXE II

Cette Annexe récapitule les précisions de pointage obtenues en 1976 par les satellites de télécommunication américains.

TABLEAU VII

Paramètre	Erreur (degrés)	
	Nord-Sud	Est-Ouest
Variations à long terme:		
– maintien en position	± 0,02	± 0,01
– détermination de l'orientation	± 0,01	± 0,01
– distortion thermique de l'antenne	± 0,04	± 0,04
– dérive d'orientation	± 0,1	± 0,1
Somme des racines carrées	± 0,11	± 0,11
Variations à court terme:		
– rotation (tangage)	Non disponible	± 0,035
– nutation	± 0,04	± 0,02
Erreur totale	± 0,150	± 0,185