

UNIVERSITE D'ALGER

20/77

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

lea



PROJET DE FIN D'ETUDES



# Le SATELLITE de TELECOMMUNICATIONS

Proposé par : M. ADANE

Etudié par : M M. HADDADJ Youcef

et HENNI-CHEBRA Hadj

JANVIER 77

UNIVERSITE D'ALGER

---

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

---

PROJET DE FIN D'ETUDES

---

**Le SATELLITE de TELECOMMUNICATIONS**

---



Proposé par : M. ADANE

Étudié par : M M. HADDADJ Youcef

et HENNI-CHEBRA Hadj

JANVIER 77



HENNI-CHEBRA

- A la mémoire de mon cher père,  
qui m'a donné une éducation, je rends  
hommage et remerciements même à titre  
posthume.

- A ma chère mère, qui s'est  
sacrifiée et dévouée entièrement pour  
la famille, j'exprime ma profonde affection  
et mes remerciements éternels, ainsi qu'à ma  
chère grand-mère.

- Je tiens également, à exprimer ma  
sincère reconnaissance à mes deux soeurs  
ainées: Lalia et Khédidja, lesquelles m'ont  
permis par leur courage et leur appui à  
continuer mes études.

- Par le biais de cette étude, j'exprime  
mon affection à tous les membres de la famille  
soeurs et frères.

---

HADDADJ

- Je tiens par cette étude, à rendre  
un hommage à la mémoire de mon cher frère Mustapha,

- J'exprime de même ma grande reconnais-  
sance et mon immense affection à ma mère ainsi qu'à  
mon père, lesquels m'ont aidé à aboutir dans mes  
études.

- C'est également à tous les membres de  
ma famille, mes soeurs et mes frères, que je tiens  
à exprimer ma gratitude et ma sincère reconnais-  
sance pour l'aide qu'ils m'ont apporté.

---



## REMERCIEMENTS

Tous nos remerciements vont à Mr. A. ADANE , Chef du departement Electricité et promoteur de ce projet qui, a été d'une aide precieuse à l'élaboration de cette étude.

Nous sommes particulièrement reconnaissants à Mr. AHMED BEY, Directeur de la station terrienne de Lakhdaria qui, grâce à la documentation qu'il a mise à notre disposition et à ses précieux conseils, a largement facilité notre tâche-

Que Mr. ANMARI Saïd trouve ici l'expression sincère de nos vifs remerciements pour l'aide materielle qu'il nous a apportée.

Que les professeurs qui ont contribué à notre formation trouvent ici notre profonde gratitude.

Nous remercions tous ceux , qui de près ou de loin, ont participé à l'élaboration de cette étude.



CHAPITRE . I .

ORGANISATION DES LIAISONS HERTZIENNES PAR SATELLITES.

	PAGE
I-1. Introduction	1
X I-2. Evolution des télécommunications .....	1
X I-3. Utilisation d'un satellite comme relais hertzien pour les télécommunications terrestres .....	2
+ I-3-1. classification des satellites .....	3
- satellites passifs .....	
- satellites actifs	
I-3-2. Bilan de puissance - Intérêt des satellites actifs .....	
- satellites passifs	
- satellites actifs	
I-3-3. Types de satellites actifs pour une couverture mondiale. Intérêt des satellites stationnaires.	
I-4. INTELSAT. ....	
I-5. Comparaison avec une liaison par faisceaux hertziens avec relais. ....	



ORGANISATION DES LIAISONS HERTZIENNES PAR  
SATELLITES

I-1. INTRODUCTION:

Le but de ce chapitre est d'introduire la notion de satellite artificiel et de situer les systèmes de télécommunication par satellites stationnaires par rapport aux autres systèmes envisageables.

L'utilisation comme relais dans le réseau international de télécommunication semble être l'application la plus rentable des satellites artificiels de la Terre; puisque les nations se sont regroupées en un organisme qui a reçu le sigle: INTELSAT qui signifie International TELEcommunications by SAtellites.

I-2. EVOLUTION DES TELECOMMUNICATIONS:

L'évolution des télécommunications, est essentiellement guidée par la recherche de portée et de capacité toujours plus grandes.

- En ondes guidées, les guides d'ondes commencent à être utilisée plus que les câbles coaxiaux et les fils.

- En radiocommunications, il a été possible très tôt, grâce aux réflecteurs ionosphériques, d'assurer des liaisons à grande distance et ceci dans la gamme HF, mais:

- + Capacités faibles,
- + Fiabilité des liaisons insuffisante,
- + Exploitation non aisée.

- Dès 1945, les faisceaux hertziens apparurent comme des concurrents valables des câbles métalliques.

+ Avantage: transmission de plusieurs centaines de voies téléphoniques et quelques canaux de T.V.

+ Désavantage: l'utilisation de fréquences élevées nécessite l'amplification des signaux à l'aide de relais installés sur des points hauts; tous les 50 kms en visibilité directe.

- En 1955, les faisceaux hertziens transhorizons permettant dans une certaine mesure, de s'affranchir de la rondeur de la Terre, la propagation se fait par diffusion troposphérique.

portées : 400 Kilomètres.  
capacités : quelques dizaines de vois téléphoniques.  
terminaux : antennes à grand gain.  
émetteurs : de puissance supérieure au kw .  
atténuation en diffusion troposphérique : de 20 à 24 dB pour un doublement de la distance, alors qu'elle n'est que de 6 dB en espace libre.

C'est ainsi, dès 1957, début de l'ère spatiale, il apparut que les technologies disponibles pour les faisceaux hertziens troposphériques permettaient d'assurer les liaisons en utilisant comme relais un satellite artificiel de la terre.

== Problème à résoudre :

Mise au point de satellites équipés d'antennes à grand gain correctement stabilisés et d'émetteurs suffisamment puissants.

### I - 3. Utilisation d'un Satellite comme relais hertziens pour les communications terrestres.

Dès qu'il a été possible de satelliser des engins spatiaux autour du globe terrestre, il a été envisagé de les utiliser comme station relais, analogue à un répéteur hertzien classique, mais présentant l'avantage d'être simultanément en vue de deux terminaux terrestres pouvant être éloignés de plusieurs milliers de kilomètres l'un de l'autre. C'est par exemple le cas pour la liaison Europe - U.S.A.

On peut donc, par conséquent, présenter le satellite de télécommunication, comme étant un relais spatial ; en quelque sorte une " antenne avancée dans l'espace ", assurant le transit d'informations et palliant aux difficultés dues aux liaisons à grande distance.

Dès lors, et depuis la fin de l'année 1960 jusqu'à nos jours, plusieurs conceptions de satellites de télécommunications virent le jour ; toujours dans le souci d'assurer une couverture mondiale.



I -b3-1. Classification des satellites :

Il existe deux grandes familles de satellites :

- Satellites passifs (ou relais passifs)
- Satellites actifs

+ Satellites passifs [ 2 ]

Les premières expérimentations furent effectuées sur des satellites jouant le rôle de réflecteurs passifs. Ce furent les gros ballons en mylar aluminisé des projets ECHO (NASA), fonctionnant pour les ondes radio comme une cible de radar.

Ces satellites ont permis non seulement des essais de transmission, mais aussi des mesures géodésiques. Le dernier, PAGEOS, était d'ailleurs un satellite géodésique (PASSIVE GEODETIC SATELLITE).

	ECHO 1	ECHO 2	PAGEOS 1
Date de lancement	12.8.60	25.1.64	25.6.66
Diamètre (m)	30	40	30
Masse ( kg )	60	250	56
Altitude initiale (km)	1600	1150	4200
Angle d'inclinaison	47,3°/Equat.	---	---
Durée de vie (ans)	7	---	---
Orbite	circulaire	---	---

TAB. 1 -Projet ECHO (NASA)

+ Satellites actifs :

Ils se comportent comme une véritable station relais avec amplification des signaux.

Le tableau 2 présente les principales caractéristiques des premiers satellites expérimentaux de télécommunications lancés entre 1962 et 1964 par les Etats-Unis. Les systèmes opérationnels ont immédiatement suivi (tableau 3 ).

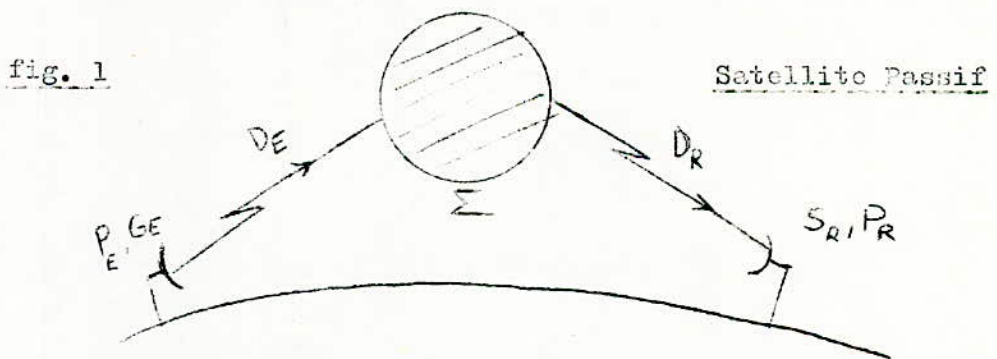
Nom	Date de lancement	Récepteur			Orbite (Km)	Capacité équivalente (circuits Téléphoniques)	
		Fréquence (GHZ)	Puissance (W)	Masse (Kg)			
TELSTAR 1	7/62	1	6/4	2	80	950/5650	600 (1 seul sens)
RELAY 1	12/62	1	1,7/4	10	80	1300/7500	600 (un seul sens)
TELSTAR 2	5/63	1	6/4	2	80	1000/11000	600 (un seul sens)
SYNCOM 2	7/63	2	7,4/1,8	2	40	quasi-stationnaire	300
RELAY 2	1/64	1	1,7/4	10	80	2100/7500	600 (un seul sens)
SYNCOM 3	8/64	2	7,4/1,8	2	40	Stationn.	300

TAB. 2 - Satellites expérimentaux civils.

Tous les satellites utilisés actuellement, sont bien entendu actifs, nous allons essayer de montrer par le bilan de puissance leur intérêt par rapport aux satellites passifs.

I - 3-2. Bilan de Puissance - Intérêt des satellites actifs [5] + Satellites passifs :

Dans ce cas, il n'est pas possible de transmettre de grandes largeurs de bande de fréquences ; le bilan de puissance étant alors très défavorable comme nous allons le voir.



A la station terrestre d'émission, un émetteur de puissance  $P_E$  rayonne au moyen d'une antenne de gain  $G_E$ , et la densité de flux de Puissance à la distance  $D_E$  est :

$$P_E G_E / 4\pi D_E^2$$

Gain  $G_E$  : rapport entre la densité de puissance réelle dans la direction privilégiée et celle qu'on trouverait si la puissance  $P_E$  était rayonnée de façon isotrope

Le satellite réflecteur de section efficace  $\Sigma$  réfléchit dans toutes les directions une puissance :

$$P_E G_E \Sigma / 4\pi D_E^2$$



La densité de flux de puissance à la station de réception située à la distance  $D_R$  est :

$$P_E G_E \sum / 4 \pi D_E^2 \times 4 \pi D_R^2 ; \text{ soit :}$$

$$P_E G_E \sum / 16 \pi^2 D_E^2 D_R^2$$

Et l'antenne de réception de surface efficace  $S_R$  fournit au récepteur une puissance :

$$P_R = P_E G_E \sum S_R / 16 \pi^2 D_E^2 D_R^2$$

Les distances  $D_E$  et  $D_R$  sont voisines, de l'ordre de grandeur de l'altitude du satellite, on voit donc que la puissance reçue décroît sensiblement comme la quatrième puissance de cette altitude qui, par ailleurs doit être suffisamment élevée pour assurer une durée convenable de visibilité commune entre stations éloignées.

D'autre part,  $G_E = 4 \pi S_E / \lambda^2$

on aura :  $P_R = P_E S_E \sum S_R / 4 \pi D_E^2 D_R^2 \lambda^2$

donc :

$$\left\{ \frac{P_R}{P_E} = \frac{S_E \sum S_R}{4 \pi D_E^2 D_R^2 \lambda^2} \right\}$$

de façon à ne faire apparaître que la surface des antennes à Terre, car c'est leur surface qui est limitée supérieurement par les difficultés de construction et de pointage.

Si :  $S_E \simeq S_R \simeq 300 \text{ m}^2$

$$\sum \simeq 1000 \text{ m}^2$$

$$D_E = D_R = 10.000 \text{ km}$$

$$P_E = 60 \text{ kw}$$

$$\lambda = 5 \text{ cm}$$

On aura :  $P_R \simeq 10^{-14} \text{ W}$ , ce qui avec une température globale de bruit à la réception de  $30^\circ \text{ K}$ , ne permet de transmettre qu'une bande passante de l'ordre du mégahertz, insuffisante pour la T.V. de bonne qualité.

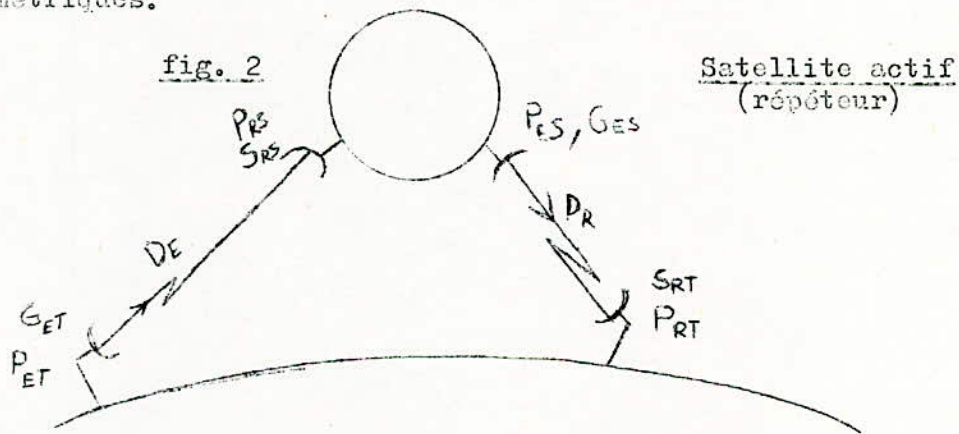
On a en plus<sup>de</sup> la possibilité d'utiliser n'importe quelle fréquence, l'avantage essentiel est l'absence de source d'énergie à bord. Mais il n'est pas possible de transmettre de grandes largeurs de bandes ; et il n'est pas facile d'autre part, de mettre au point des enveloppes de ballons qui résistent suffisamment longtemps aux météorites et aux poussières cosmiques.

Le C.C.I.R dût conclure en 1963 en ces termes : "les caractéristiques des systèmes passifs obligeant à utiliser des émetteurs terriens de forte puissance et ne permettant de transmettre que des largeurs de bandes totales restreintes, on porte actuellement toute l'attention sur les satellites actifs, destinés à des systèmes de forte capacité" (Réf. Project ECHO "The Bell System Technical Journal"; Juillet 1963).

Par conséquent, tous les satellites de télécommunications en service ou en expérimentations, sont actuellement des satellites actifs.

#### + Satellites actifs :

On a dans ce cas, l'équivalent d'un faisceau hertzien à deux sections sur lesquelles, on utilise pour chaque sens de transmission deux fréquences différentes, choisies dans la gamme des ondes centimétriques.



Sur la première section, la puissance  $P_{RS}$  reçue à bord du satellite est donnée à partir de la puissance émise à terre  $P_{ET}$ , par la relation :

$$P_{RS} = P_{ET} G_{ET} S_{RS} / 4 \pi D_E^2$$

Faisons intervenir la surface  $S_{ET}$  de l'antenne d'émission à terre, plutôt que son gain  $G_{ET}$ . Par contre, à bord du satellite, c'est le gain de l'antenne qui est imposé par l'étendue de la zone terrestre à desservir ; on considère donc,  $G_{RS}$  plutôt que  $S_{RS}$  d'où :



$$\left\{ \begin{array}{l} G_{RS} = \frac{4 \pi S_{RS}}{\lambda^2} \\ G_{ET} = \frac{4 \pi S_{ET}}{\lambda^2} \end{array} \right. \quad P_{RS} = P_{ET} \frac{S_{RT}}{S_{ET}} \frac{G_{RS}}{4 \pi D_E^2}$$

Sur la deuxième section, la puissance reçue à terre s'exprime de la même façon, par :

$$P_{RT} = P_{ES} \frac{G_{ES}}{4 \pi D_R^2} S_{RT}$$

Il est facile de voir que la deuxième section est plus délicate à assurer que la première, et fixe la qualité de la liaison. En effet, dans les expressions de  $P_{RS}$  et  $P_{RT}$ , la longueur d'onde n'intervient pas, les distances sont sensiblement égales  $DE \simeq DR$ , les gains des antennes d'émission et de réception du satellite sont égaux  $G_{RS} = G_{ES}$ , et les surfaces efficaces des antennes à terre sont approximativement égales  $S_{ET} \simeq S_{RT}$  (généralement même type d'antennes, les surfaces réelles sont donc égales, seul le rendement peut varier légèrement); les seuls paramètres fort différents sont les puissances émises à terre et à bord, et on peut écrire :

$$\frac{P_{RS}}{P_{RT}} = \frac{P_{ET}}{P_{ES}}$$

Cependant, les puissances reçues sont à comparer aux puissances de bruit  $P_B = k T_R \Delta F$ ; qui ne diffèrent que par la température globale de bruit à la réception  $T_R$ ; celle-ci ne peut descendre au-dessous de 30° K dans la station terrienne, alors qu'on peut obtenir à bord du satellite une valeur inférieure à 3000° K (c'est ce qu'on obtient à terre) et même à 1000° K; on a donc :

$$\frac{P_{BS}}{P_{BT}} = \frac{T_{RS}}{T_{RT}} < \frac{1000}{30} \simeq 30$$

Mais il est facile de faire en sorte que le rapport  $\frac{P_{RS}}{P_{RT}}$  soit nettement supérieur à 30; par exemple soit égal à 300 environ: la puissance émise à bord des satellites étant de l'ordre de 10 W, cela conduit à émettre à terre une puissance voisine de 3 KW; ce qui est techniquement faisable. Il en résulte alors que le rapport signal à bruit sur la première section (ou section "montante")  $\frac{P_{RS}}{P_{BT}}$  est dix fois plus élevé que celui de la 2<sup>e</sup> section (section "descendante")  $\frac{P_{RT}}{P_{BT}}$ ; dans ces conditions, le rapport signal à bruit de la liaison complète est très voisin de celui obtenu sur la 2<sup>e</sup> section.



Exemple : avec une puissance émise de 10 W à bord d'un satellite, à une altitude de 36.000 km, ayant un gain d'antenne de 50 et une surface efficace d'antenne à terre de 300 m<sup>2</sup>, la puissance reçue est de l'ordre de 10<sup>-11</sup> W; ce qui permet de transmettre des bandes de plusieurs dizaines de MHz avec un rapport signal à bruit convenable.

### I - 3-3. Types de satellites actifs pour une couverture mondiale.

#### Intérêt des satellites stationnaires :

Pour pouvoir réaliser des liaisons entre le maximum de points éloignés à la surface de la terre ; les satellites devront être lancés sur des orbites suffisamment élevées, pour que la durée de visibilité commune des deux stations éloignées, soit assez longue au cours de chaque orbite.

On peut penser utiliser des orbites elliptiques, comme c'est le cas pour les satellites MOLLYA I qui, avec un périhélie à 500 km et un apogée à 40.000 km environ, ont une période de révolution de 12 H, au cours de laquelle le satellite reste en visibilité des stations d'URSS pendant plus de 8 heures.

Cependant, la plupart des systèmes proposés utilisent des orbites circulaires. On a d'abord proposé des altitudes voisines de 10.000 km avec, soit des orbites polaires dans des plans régulièrement disposés par rapport à l'axe des pôles, soit des orbites équatoriales sous synchrones (période apparente de révolution de 8 H ou 12 H). Le progrès des techniques de lancement permettant de placer des masses importantes à des altitudes plus élevées, on utilise actuellement presque uniquement l'orbite stationnaire à une altitude voisine de 36.000 km, sur laquelle les satellites, dont la période de révolution est égale à la période de rotation de la terre, restent à la verticale d'un point fixe situé sur l'équateur terrestre.

Dans le cas de satellites à défilement (non stationnaires) un système de fonctionnement permanent doit comprendre un grand nombre de satellites ; de façon à ce que, pour assurer une liaison donnée à un instant donné, on ait une très faible probabilité de ne pas avoir de satellite disponible. Ceci étant, le cas de satellites à défilement agordonné (Random-Satellite-System) ;

exemple : - orbite polaire [3]  
- altitude : 10.000 km.

Le nombre de satellites assurant 99 % de communication est :  
-32 pour la liaison entre TOKYO et SAN FRANCISCO

- 26 pour la liaison entre NEW YORK et PARIS
- 19 pour la liaison entre NEW YORK et SAN FRANCISCO.

Le nombre de satellites peut être diminué si l'on peut les maintenir "en phase" (PHASED-SATELLITE-SYSTEM, les uns par rapport aux autres, de façon qu'ils occupent toujours la même position relative. Ceci peut être obtenu grâce à des dispositifs de maintien en position, qui permettent de rapprocher un satellite de sa position théorique. Les antennes des stations terriennes doivent alors poursuivre les satellites, c'est à dire, rester pointées dans la direction du satellite avec lequel elles travaillent ; car on utilise des antennes directives à faisceau très étroit ; il faut d'ailleurs dans ce cas deux antennes dans chaque station pour un système donné, afin que le changement de satellite n'entraîne pas une interruption des liaisons au moment de la commutation.

Par contre, dans le cas de satellites stationnaires, une seule antenne reste pointée vers le même satellite, qui assure en permanence une liaison donnée, ou même plusieurs liaisons simultanées (cas de l'accès multiple).

Avec les antennes très directives, on doit cependant maintenir un dispositif de poursuite, car les satellites ne restent pas vigoureusement stationnaires, à cause des imperfections du lancement et de diverses perturbations, mais on peut se contenter d'un dispositif simplifié. Enfin, le satellite restant toujours visible de la même région de la terre, on peut adapter son équipement au type de trafic à assurer dans cette région, par exemple, placer des relais à plus grande largeur de bande, ou un plus grand nombre de relais au dessus des régions à fort trafic.

Les satellites stationnaires ont donc un caractère régional ; et un système mondial à satellites stationnaires peut être constitué par l'association de "sous-systèmes" régionaux, chacun d'eux adapté au besoin du réseau de télécommunications dans la région qu'il dessert.

Le réseau international de télécommunications spatial actuel est le réseau INTELSAT. (TABLEAU 3) (planisphère) [4]



I - 4 . I N T E L S A T [5]

En 1962 fut lancé le satellite TELSTAR 1 (conçu et construit par l'A.T. & T Company et lancé par la NASA) ; premier satellite à être utilisé pour les communications téléphoniques internationales et la transmission de programmes de T.V. Un nouveau moyen de communications internationales était né. Des deux côtés de l'atlantique des stations terriennes participèrent aux essais de TELSTAR : aux USA, la station d'Andover ; dans l'Etat de Maine, construite par l'A.T. & T company, en Angleterre, la station de Goonhilly DOWN, dans le comté de Cornwall, construite par le British Post Office, et, en France, la station de PLEUMEUR BODOU, sur les côtes de Bretagne, construite par le centre national des études de télécommunications (CNET).

A l'encontre des câbles, les satellites sont ouverts à l'accès multiple et direct ; ils introduisent ainsi une dimension entièrement nouvelle dans les télécommunications internationales. En août 1962, le congrès des Etats-Unis a promulgué le "Communications Satellites Act", par lequel il a déclaré que la politique des Etats-Unis était d'établir, aussi rapidement que possible, conjointement et en collaboration avec d'autres pays, un système commercial de communications mondiales. Une conférence européenne de communications par Satellites fût alors convoquée, dans le but de mettre en harmonie les vues des pays européens et d'engager des pourparlers avec les Etats-Unis et d'autres pays. La conférence convint que les communications par Satellites devaient être organisées sur une base internationale de manière à permettre à tous les pays de participer à la réalisation du système, à sa propriété et à sa gestion.

Ces principes ayant été acceptés par le gouvernement des Etats-Unis, deux accords internationaux furent établis et ouverts à la signature à Washington le 20 août 1964. Le même jour, onze pays (dont le nombre fût porté à 19 à la fin de 1964) signèrent les accords. L'INTELSAT Consortium international des télécommunications par satellite était né.



## L'INTELSAT :

Le but des accords de Washington était d'établir un régime provisoire provoquant la création dans les plus brefs délais possibles d'un système commercial mondial unique de télécommunications par satellites, en attendant l'élaboration du régime définitif, relatif à l'organisation d'un système de ce genre. L'accord intérimaire et intergouvernemental. Il définit les objectifs généraux à atteindre dans le domaine des télécommunications par satellites et les conditions à remplir. Il crée le comité intérimaire des télécommunications par satellites (I.C.S.C.), organisme directeur de l'INTELSAT, et désigne la "Communications Satellite Corporation" (COMSAT) pour remplir les fonctions de gérant. Enfin, il établit le régime provisoire du système mondial de télécommunications par satellites et décrit la procédure d'établissement du régime définitif de l'organisation qui succédera à l'INTELSAT.

L'accord spécial est un accord d'exploitation entre organisme de télécommunications ; il contient des dispositions d'ordre juridique, technique, financier et relatives à l'approvisionnement.

Les deux accords sont, naturellement, étroitement liés, mais leur séparation est nécessaire à cause des régimes différents en vigueur dans certains pays, concernant le contrôle et l'exploitation des services de télécommunications.

En bref, les accords qui ne concernent que le secteur spatial, c'est-à-dire qui n'affectent en rien la propriété et l'exploitation des stations terriennes dont la responsabilité reste nationale ; définissent les conditions de la coopération entre les signataires pour la conception, la mise au point, la construction, la mise en place, l'entretien et l'exploitation du secteur spatial.

Tous les pays membres de l'UNION INTERNATIONALE DES TELECOMMUNICATIONS peuvent y adhérer. Une fois l'adhésion effectuée, la quote-part du signataire est fixée en fonction de l'utilisation qu'il compte faire du système.

L'INTELSAT est responsable du secteur spatial ; il assume la conception, la mise au point et la construction des satellites, conclut les arrangements nécessaires pour leur lancement et pourvoit à l'équipement et aux installations de repérage, de contrôle, de commande et autres, nécessaires au fonctionnement des satellites.



Le coût du secteur spatial pendant la durée du régime provisoire est estimé à deux cents millions de dollars ; chaque signataire est requis de contribuer aux dépenses en proportion de sa quote-part.

L'organisme directeur de l'INTELSAT est le comité intérimaire des télécommunications par satellites (I.C.S.C.). Dans l'exercice de ses fonctions, il est assisté par trois sous-comités consultatifs permanents, à savoir: -le sous-comité consultatif sur les procédures du contrat (ICSC/C)  
-le sous comité consultatif sur les questions techniques (ICSC/T)  
-le sous comité consultatif des finances (I.C.S.C./F)

De plus, le comité intérimaire a la faculté de créer de temps à autre tout autre sous comité pour l'assister dans l'exécution de tâches déterminées.

Des coordonnateurs régionaux sont chargés de la coordination des questions opérationnelles relatives au secteur spatial et au secteur terrien, afin d'assurer un service de télécommunication efficace; à cet effet, ils travaillent en liaison étroite avec le gérant et se réunissent de temps à autre pour examiner les problèmes d'exploitation qui peuvent se poser dans telle ou telle région.

L' I.C.S.C. est constitué de la manière suivante :

- un représentant de chaque signataire de l'accord spécial dont la quote-part n'est pas inférieure à 1,5 %,
- un représentant pour deux ou plusieurs signataires de l'accord, convenus d'être ainsi représentés.

Il s'efforce d'agir à l'unanimité, toutefois, s'il ne le peut, il prend ses décisions à la majorité des voix exprimées. Chaque signataire ou groupe de signataires dispose d'un nombre de voix égal au chiffre de sa quote-part ou de la somme de leurs quote-part, selon le cas. En général, toute décision est prise par le vote de représentants dont le nombre total de voix est supérieur à au moins 12,5 % à celui dont dispose le représentant qui a le nombre de voix le plus élevé.

Le mandat essentiel des trois sous-comités consultatifs est d'assister et de conseiller le comité, sur sa demande, dans l'exercice des attributions qui lui sont dévolues par les accords.

Les tâches permanentes assignées au sous-comité consultatif des finances sont : 1°) effectuer une analyse continue de la forme et du contenu des budgets, préparer et présenter les états de la situation financière.

2°) examiner et réviser la politique de l'INTELSAT en matière d'amortissements et de procédures comptables.



Le sous-comité consultatif sur les questions techniques conseille le comité intérimaire sur tout ce qui concerne le domaine technique. Les tâches permanentes qui lui sont assignées sont :

- 1°) étudier de façon continue le système de satellites synchrones polyvalents.

- 2°) faire rapport, à intervalles réguliers, sur les questions techniques étudiées par les comités consultatifs internationaux de l'U.I.T. et qui présentent de l'intérêt pour les membres de l'INTELSAT.

- 3°) étudier, du point de vue technique, le système de satellites, aux fins de l'amélioration du réseau mondial de télécommunications.

Le sous-comité consultatif sur les procédures de contrat a pour mandat de réviser deux fois par an les procédures et les principes relatifs à l'établissement des contrats, compte tenu de l'expérience acquise en la matière.

Le secteur spatial est géré, conformément aux directives générales et, éventuellement, aux instructions particulières du comité intérimaire, par la COMSAT. Ses attributions sont de trois sortes :

- c'est d'abord une société privée agissant en tant que service public des Etats-Unis.

- c'est ensuite l'organisme autorisé à posséder et à exploiter aux Etats-Unis des stations terriennes terminales de satellites et, de ce fait, à mettre des communications par satellites à la disposition de son client.

- en plus de son rôle de gérant pour le compte de l'INTELSAT, la COMSAT représente les Etats-Unis au comité intérimaire. Ce n'est pas un office ou un établissement du Gouvernement des Etats-Unis ; c'est une société commerciale à but lucratif, dont le capital-actions a été souscrit par le public. Elle est chargée, en tant que gérant, de la mise en application des directives du comité intérimaire concernant la conception, la mise au point, la construction, la mise en place, l'exploitation et l'entretien du secteur spatial.

I - 5 . Comparaison avec une liaison par Faisceaux Hertziens avec Relais.

Soient une liaison par satellite et une liaison entre deux terminaux de faisceaux hertziens séparés par un relais à vue directe.

Dans la liaison par faisceaux hertziens, la contribution des deux tronçons en ce qui concerne la qualité de la liaison est équivalente : les émetteurs ont une puissance de quelques watts comparable à celle de l'émetteur du satellite. La température de bruit des récepteurs est semblable à celle du récepteur du satellite (  $T = 1000^\circ \text{K}$  ou  $F = 6 \text{ dB}$ ). La différence fondamentale concerne la puissance d'émission et la faible température de bruit des stations au sol de la liaison par satellite (fig. 3 [4]).

Une autre différence à signaler concerne les trajets radioélectriques dans l'atmosphère, et donc la stabilité des puissances reçues. Dans le cas de faisceaux hertziens les évanouissements de propagation sont de l'ordre de 40 dB. Dans le cas des liaisons par **satellites**, le trajet radioélectrique dans la troposphère est très faible (quelques kilomètres pour des sites supérieurs à  $5^\circ$ ) les niveaux reçus sont donc très peu perturbés ( quelques dB).

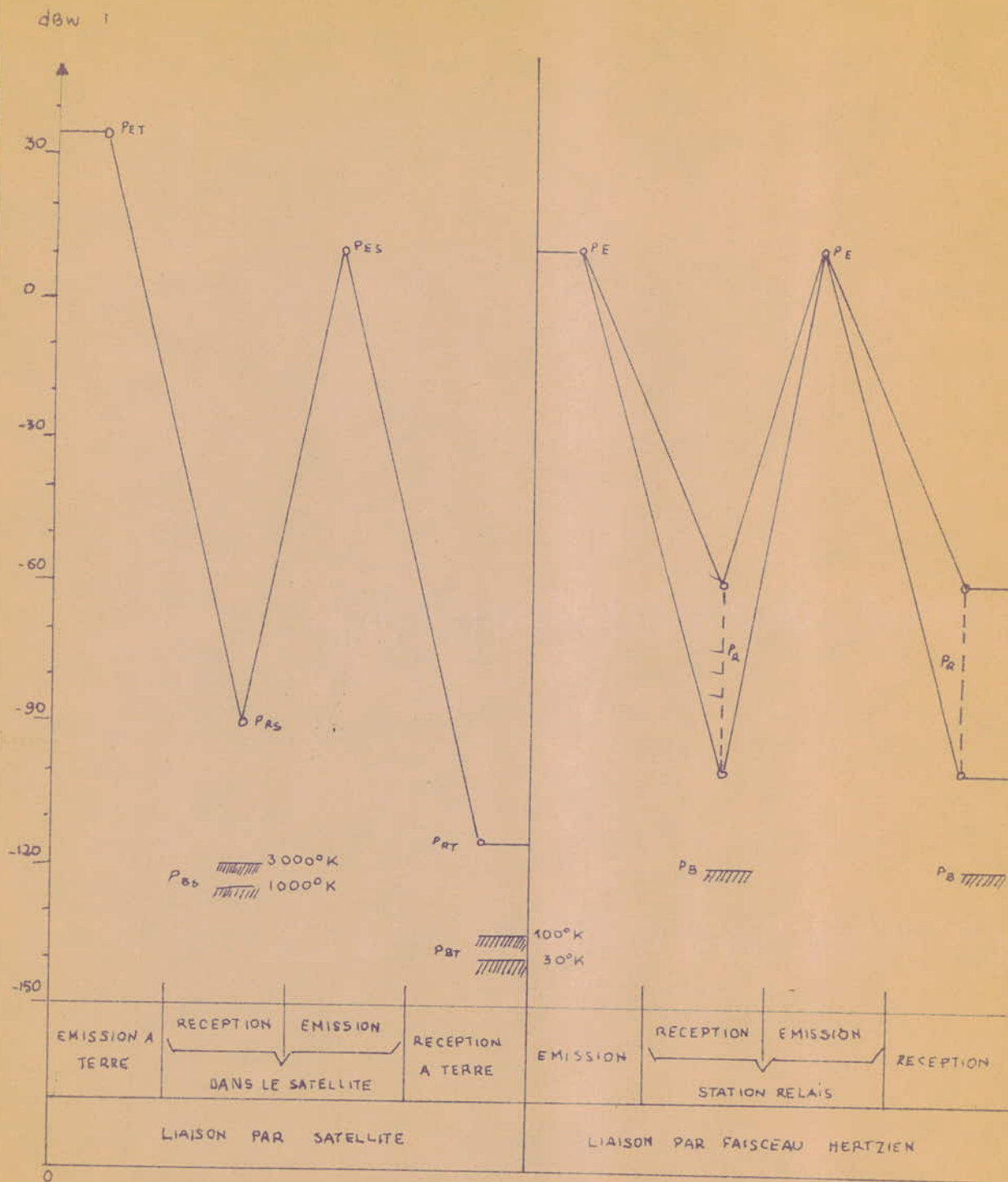
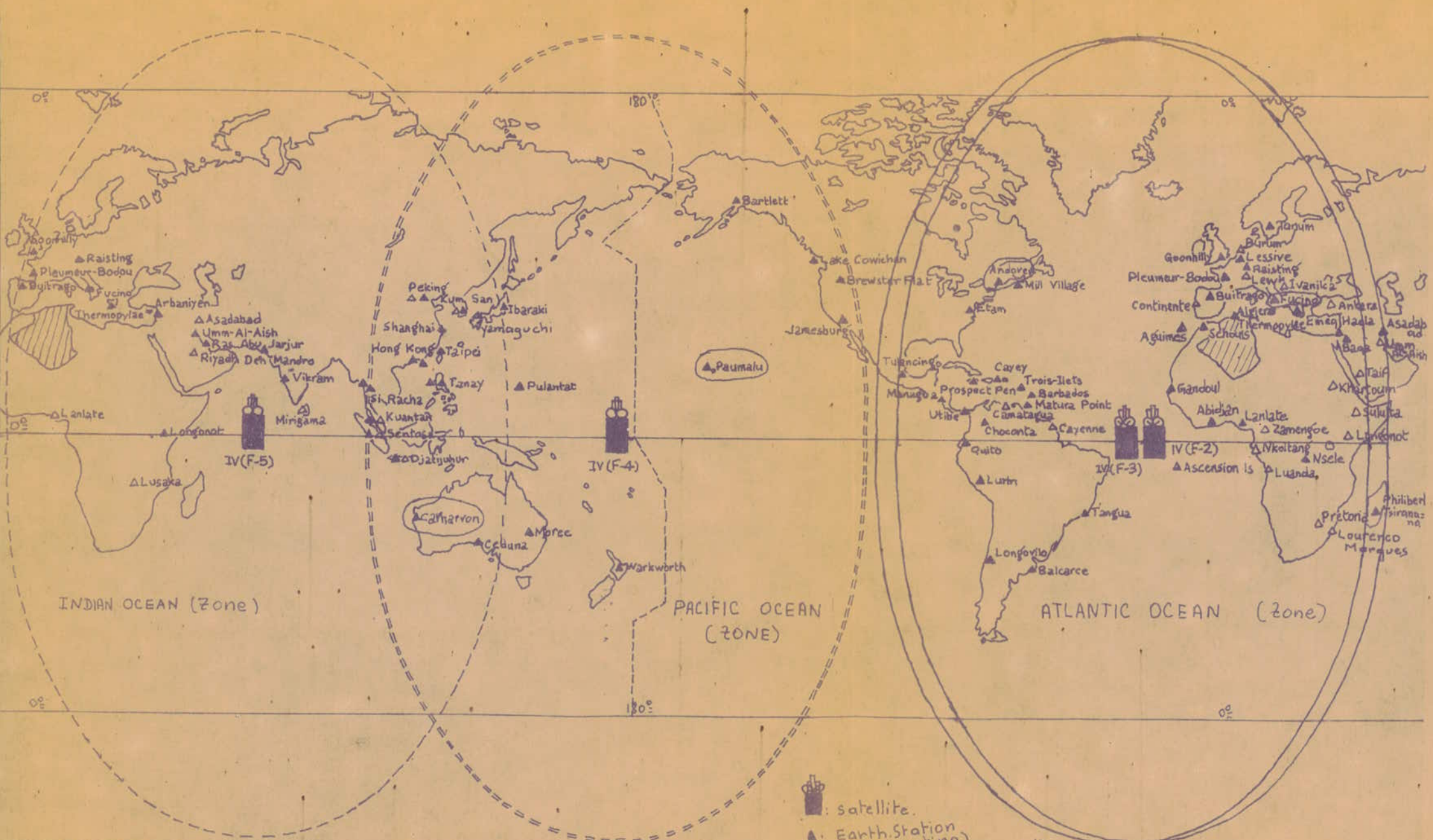


FIG. 3 DIAGRAMME TYPE DES NIVEAUX DE PUISSANCE





Planisphère : réseau INTELSAT IV - Couverture mondiale.

- ▲: satellite.
- ▲: Earth Station (operating)
- △: Earth Station (proposed)
- ▲: T.T.&C. Station.

TABLEAU 3 - SATELLITES COMMERCIAUX : INTELSAT

(1) retire du service depuis le 19 Janv.69 (2) Fonctionnement partiel (3) Puissance isotope rayonnée équiv.

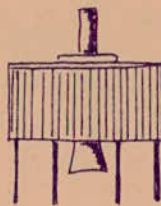
	INTELSAT I'	INTELSAT II	INTELSAT III	INTELSAT IV
Lancements (E) : échec	6 avr. 1965 ("Early Bird")	26 Oct. 1966 (E) 11 Janv. 67 27 Mars 757 27 Sept. 67	19 Sept. 1968 (E) 19 Déc. 68 (E) 6 Fév. 69 (2) 21 Fév. 69 (2) 25. Juil. 69 (E) (1) 14 Janv. 70 22 Avr. 70 (E) 23 Juil. 70 8	26 Janv. 71 -F2 -Atlantique 19 Déc. 71 -F3 -Atlantique 22 Jan. 72 -F4 -Pacifique 13 Juin 72 -F5 -Indien 73 -F6 73 -F7 74 -F8
Satellites fabriqués (ou prévus) En service au 31.12.70	2 1 (1)	5 3	4	PI ne sera pas lancé
Durée de vie demandée (an) Masse en orbite (kg) Dimensions : -diamètre (cm) -hauteur (cm)	1 1/2 38,5 71 59	3 87 42 66	5 146 142 102 (198)	7 709 237 282 (533)
Puissance installée (début & fin de vie (W))	45/33	85/75	160/125	800/600
Ouverture des faisceaux d'antennes (degrés)	II x 360	12 x 360	20 x 20	17x17 ; 4,5x 4,5 & 4,5x4,5
P.I.R.E. (watts) (3)	2 x II	I x 35	2 x 200	2300 x 2
Répéteur : -Puissance (watts) -Bande passante (MHZ) -Nombre	6 25 2	I8 I30 I	II 225 2	6 35 312
Capacité téléphonique (circuit) Accès multiple Télévision (canal)	240 non 1	240 oui 1	I200 oui 4	6000 oui I2





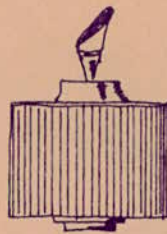
Intelsat I

DIAMETER 28.4 inches  
 HEIGHT 23.25 inches  
 WEIGHT 150 pounds at liftoff  
 85 pounds in orbit



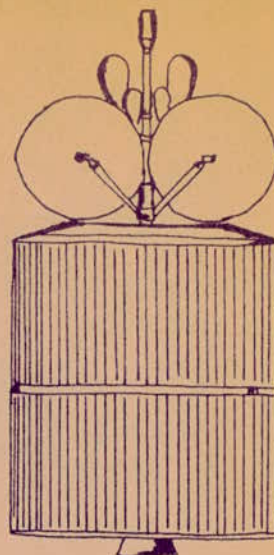
Intelsat II

56 inches  
 26 1/2 inches  
 357 pounds at liftoff  
 192 pounds in orbit



Intelsat III

56 inches  
 77 inches  
 632 pounds at liftoff  
 322 pounds in orbit



Intelsat IV

93.5 inches  
 111 inches  
 OVERALL HEIGHT 17 feet 6 inches  
 WEIGHT: 2452 pounds at liftoff  
 1075 pounds in orbit

Fig. Satellite growth of the Intelsat Series

C H A P I T R E . II.  
 ETUDE DES PARAMETRES CARACTERISTIQUES DE L'ORBITE  
 D'UN SATELLITE.

I-1: Orbite et paramètres orbitaux .....	3
II-1-1: Dans le plan de l'orbite .....	3
II-1-2: Période orbitale .....	3
II-1-3: Vitesse du satellite .....	3
II-1-4: Paramètres spatiaux .....	4
II-2: Satellites synchrones - Satellites stationnaires.....	5
II-2-1: Satellite synchrone .....	5
II-2-2: Satellite stationnaire.....	5
-Définition .....	5
-Caractéristiques pour les d'un satellite stationnaire .....	5
-Distance du satellite à une station au sol .....	5
II-3: Maintien en position. ....	5
II-3-1: Les perturbations naturelles .....	5
-Influence de la dissymétrie du potentiel terrestre .....	5
-Influence de l'attraction du soleil et de la lune	
-Influence de pression de radiation solaire .....	8
II-3-2: Correction de maintien en position .....	8
1°) correction dans le plan de l'équateur .....	8
-impulsion de vitesse à appliquer .....	9
2°) correction perpendiculaire au plan de l'équateur .....	9
II-4: ECLIPSE: .....	10
II-4-1: Position du problème .....	10
II-4-2: Hypothèses .....	10
II-4-3: Angle d'ombre en fonction de la déclinaison du soleil - heures d'éclipses .....	10
II-4-4: Détermination du premier et du dernier jour des périodes où il y a eclipse .....	10
II-4-5: Conjonction du soleil et du satellite .....	10
II-4-6: Conclusions .....	10



II-5: EFFETS DE L'ENVIRONNEMENT SPATIAL .....	17
II-5-1: effets sur l'attitude .....	18
II-5- effets de la pression de radiations solaires. ....	18
- effets du champ magnétique terrestre .....	19
- effets du gradient de gravité terrestre.....	20
- effets des couples d'origines interne .....	20
II-5-2: Effets thermiques .....	22
- température moyenne du satellite .....	22
II-5-3: Effets sur les matériaux .....	23
- effets du vide .....	23
- effets du rayonnement solaire .....	24
- effets des météorites .....	24
- effets des particules cosmiques .....	24
II-5-4: Environnement avant la mise à poste .....	24
- environnement en orbite de transfert .....	25
- environnement pendant le lancement .....	25
II-6: MISE EN ORBITE- LANCEURS. ....	
II-6-1: lanceurs .....	
- lanceurs Américains .....	
- lanceur Européens .....	
II-6-2: Mise en orbite. ....	
1°) principe .....	
2°) opérations de mise en orbite .....	
- la phase de lancement .....	
- la phase de transfert .....	25
- allumage du moteur d'apogée .....	26
3°) Opérations de mise à poste-Aquisition .....	26
4°) Equipements des satellites pendant la mise en orbite et la mise à poste .....	
5°) correction d'inclinaison .....	29
- inclinaison minimale .....	29
- méthode de correction .....	30
6°) coût de la mise en orbite .....	31

o } o

ETUDE des PARAMETRES CARACTERISTIQUES de l'ORBITE  
d'un SATELLITE

- Nous supposerons dans un premier temps dans ce chapitre, que le Satellite est assimilé à un point confondu avec son centre de masse.
- D'autre part, ce chapitre est consacré aux conditions géométriques et mécaniques liant le satellite et les stations au sol d'une part et les différentes perturbations naturelles auxquelles est soumis le satellite, d'autre part.

Rappelons que <sup>les</sup>lois de KEPLER qui régissent le mouvement des planètes autour du Soleil, sont les suivantes:

- a) Les Orbites des planètes, sont des ellipses dont le soleil occupe un foyer.
- b) Le Vecteur, Soleil Planètes, balaie des aires égales en des temps égaux.
- c) Le rapport du carré de la période T de révolution d'une planète autour du Soleil; au cube du demi-grand axe a est le même pour toutes les planètes.

II - 1- ORBITE ET PARAMETRES ORBITAUX:(Fig.4)

II-1-1: Dans le plan de l'orbite:

Equation en coordonnées polaires de l'Orbite

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v} \quad (2 - 1) \quad e = \frac{c}{a}$$

II-2-2: Période Orbitale:

$$T = 2 \pi \sqrt{\frac{a^3}{GM}} \quad (2 - 2)$$

v est l'angle compté positivement de 0° à 360° dans le sens de parcours du satellite, entre la direction du périhélie et la direction du Satellite.

D'autre part, nous avons:

$$(2 - 3) \quad b = \sqrt{a^2(1 - e^2)} \quad (2 - 4) \quad e = \frac{c}{a} ; \quad c = \sqrt{a^2 - b^2}$$

$$(2 - 5) \quad r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \varphi} \quad (2 - 6) \quad r_a = a + c = a(1 + e)$$

II-1-3: Vitesse du Satellite:

$$V_s^2 = \frac{2K}{r} - \frac{K}{a}$$



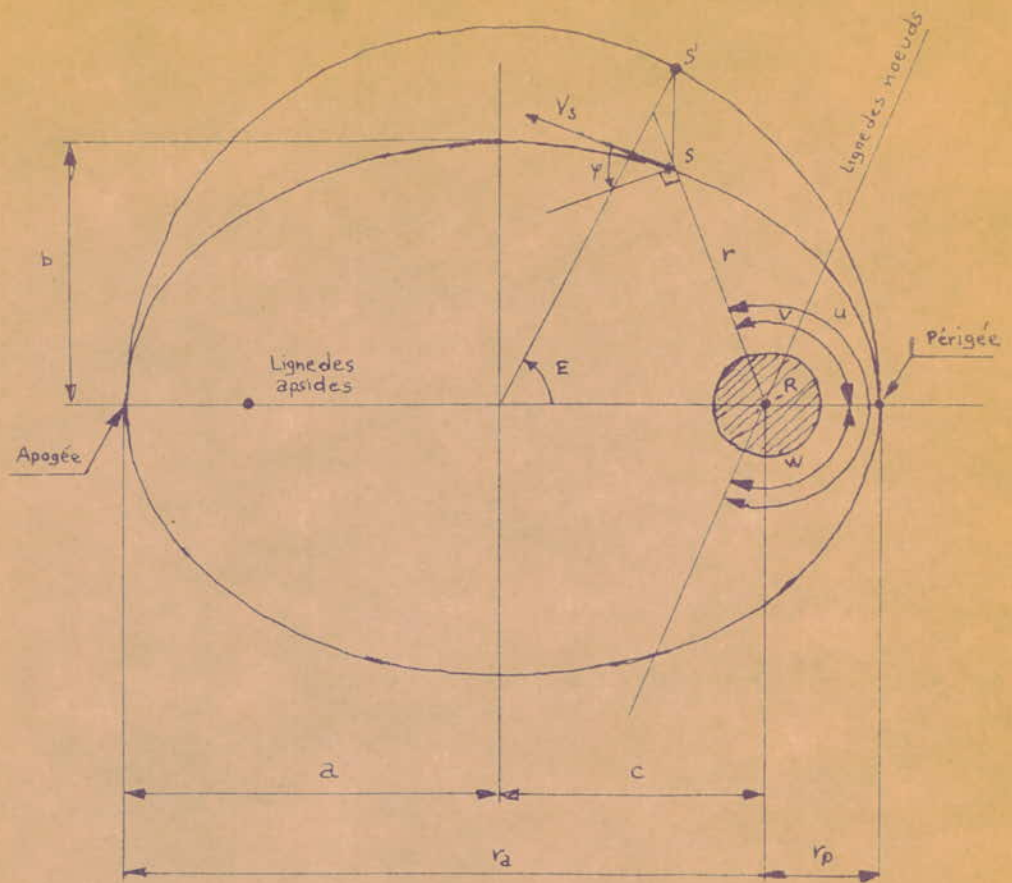


Fig- 4 : Définition des paramètres orbitaux

Dans le cas, où  $e = 0 \implies V_s^2 = \frac{K}{a} \quad (2-8)$

$e = 0 \quad c = 0 \implies$  Orbite circulaire.

La figure 5, donne les variations de la période T et de la vitesse, dans le d'une orbite circulaire.

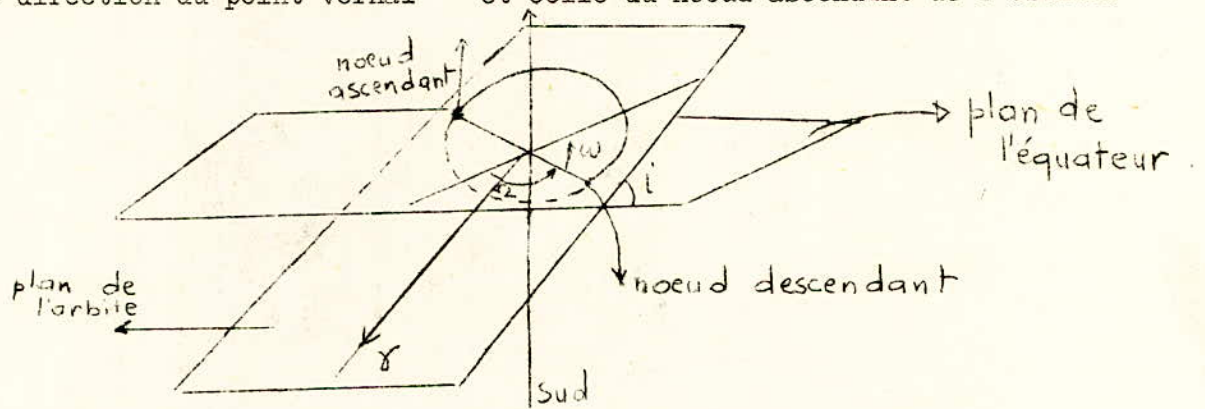
Cependant, pour définir le satellite dans l'espace, on utilisera les paramètres  $i, w$ , dont les définitions sont:

II-1-4: Paramètres Spéciaux: (Fig.5)

- Inclinaison du plan d'orbite: ( $i$ ).

- Ascension droite du noeud ascendant ( ):

C'est l'angle compté positivement de  $0^\circ$  à  $360^\circ$  dans le sens direct; entre la direction du point vernal et celle du noeud ascendant de l'orbite.



- Argument de Périgée ( $w$ ):

C'est l'angle compté positivement de  $0^\circ$  à  $360^\circ$  dans le sens du trajet du satellite, entre la direction du noeud ascendant et la direction du noeud descendant.

D'autre part, le mouvement du satellite; sur sa trajectoire peut être défini par:

- \* l'anomalie vraie ( $v$ ).
- \* l'élongation angulaire nodale ( $u$ ).
- \* l'anomalie moyenne ( $M$ )
- \* l'anomalie excentrique.

- Elongation angulaire nodale ( $u$ ):

C'est l'angle compté positivement dans le sens de parcours du satellite de  $0^\circ$  à  $360^\circ$  entre la direction du noeud ascendant et la direction du satellite.

On a:  $u = w + v \quad (2-9)$

Dans le cas, où l'orbite est circulaire et que l'on ne connaît pas le périgée; ce paramètre est utile.

- Anomalie Moyenne ( $m$ ):

C'est l'élongation angulaire nodale du satellite qui décrirait une orbite circulaire de même période que le satellite considéré.



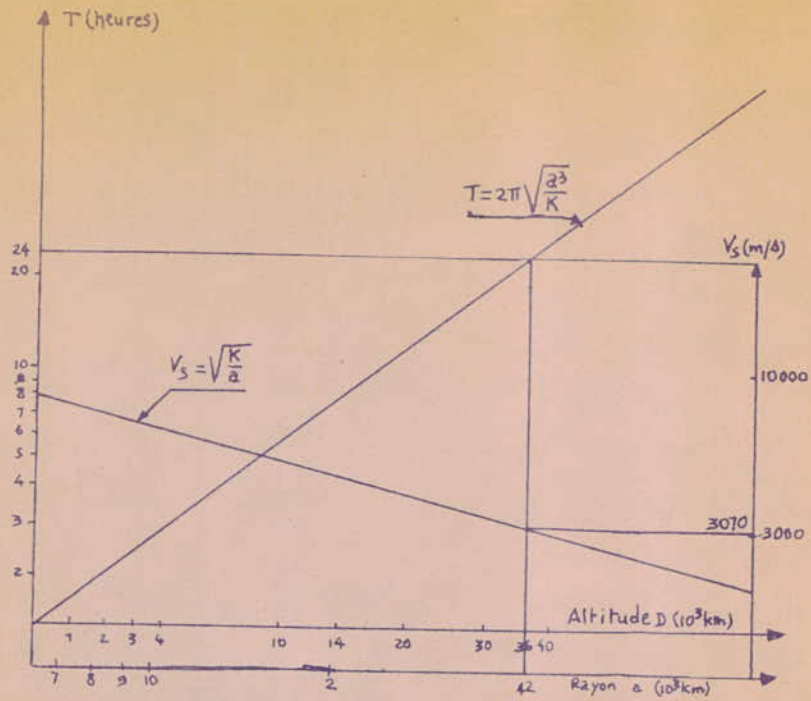


FIG 5 Vitesse et période pour une orbite circulaire.

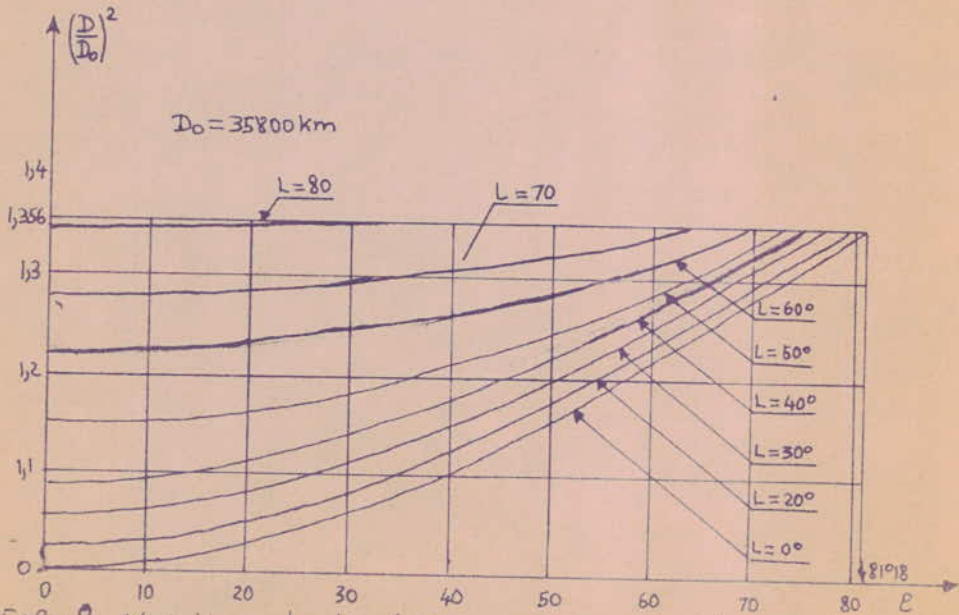


FIG: 8 Variations de la distance  $D$  du satellite à une station au sol de latitude  $l$  et de longitude  $L$

$$M = 2\pi \cdot \frac{t}{T} \quad (2 - 10)$$

- Anomalie Excentrique (E):

C'est l'argument de l'image du satellite, dans l'affinité qui transforme l'ellipse trajectoire en son cercle principal.

Le lieu entre l'anomalie excentrique (E) et l'anomalie moyenne (M) est donnée par:

$$M = E - e \sin E. \quad (2 - 11)$$

## II- 2 SATELLITE SYNCHRONE - SATELLITES STATIONNAIRES:

### II-2-1: Satellite Synchrone:

Un satellite est dit synchrone; si sa période de révolution est égale à la période de révolution de la terre; autrement dit:

$$T = 23\text{h } 56\text{ mn } 4,1\text{ s.}$$

L'inclinaison du plan d'orbite, par rapport au plan d'équateur (i) ainsi que l'excentricité; sont alors quelconque.

### II-2-2: Satellite Stationnaire:

- Définition: C'est un type particulier de satellite synchrone dont l'orbite est circulaire et dans le plan de l'équateur on a alors:

$$e = i = 0.$$

- Caractéristiques nominales d'un satellite stationnaire:

Elles se calculent en remplaçant par leurs valeurs les termes donnés plus hauts; dans le cas particulier du satellite stationnaire. Nous avons:

Rayon d'orbite	:	R = 42 164 kms
Altitude	:	H = 35 786 kms
Période Orbitale	:	T = 23h 56 mn 4,1 s.
Vitesse	:	Vs = 3 075 m/s.

- Distance du satellite à une station au sol:

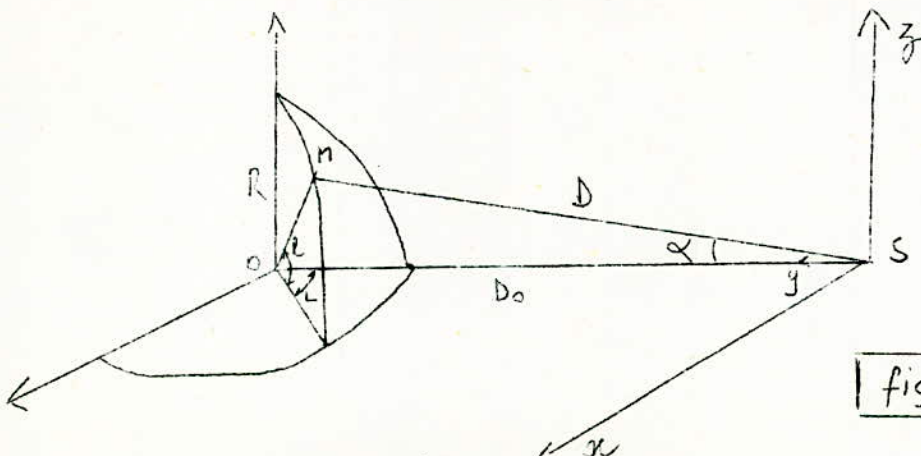


figure 7

Les coordonnées de la station M, sont:



$$x = R \cos l \sin L$$

$$y = D_0 + R (1 - \cos l \cos L)$$

$$z = R \sin l$$

En faisant:

$$D^2 = x^2 + y^2 + z^2 \quad ; \quad \text{On a:}$$

$$D^2 = D_0^2 + 2 R (D_0 + R) (1 - \cos l \cos L)$$

$$\text{Enfin; } \left( \frac{D}{D_0} \right)^2 = 1 + 0,42 (1 - \cos l \cos L) \quad (2-12)$$

Les variations de  $\left( \frac{D}{D_0} \right)^2$  en fonction de (l) pour des valeurs de (L) données sont, données par la figure 8.

Une fois le satellite mis en orbite, il est soumis à plusieurs contraintes qui tendent à perturber son mouvement.

A priori, les premières contraintes que l'on peut citer, sont les perturbations naturelles.

### II-3-1: MAINTIEN EN POSITION: [8] [9]

II-3-1: Les Perturbations Naturelles:

Elles sont dûes à 3 phénomènes principaux:

- \* La dissymétrie du potentiel de gravitation terrestre.
- \* L'attraction de la lune et du soleil.
- \* La pression de radiation solaire.

La traînée atmosphérique, qui à l'altitude du satellite autrement dit à 36.000 kms, est négligeable devant ces trois types de perturbations.

- Influence de la dissymétrie du potentiel terrestre:

Nous avons des dissymétries en latitude et en longitude.

Ces termes sont mis en évidence dans le développement:

$$U = \frac{K}{2} \left[ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{R}{r} \right)^n I_n P_n(\sin l) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{q=1}^n \left( \frac{R}{r} \right)^n I_{nq} P_{nq}(\sin l) \cos q(L - L_{nq}) \right]$$

où:  $P_n(x) = \frac{1}{2^n n!} \frac{d^n}{dx^n} (x^2 - 1)^n$ . Polynôme DE LEGENDRE

$P_{nq}(x) = (1-x^2)^{q/2} \frac{d^q}{dx^q} P_n(x)$ . Fonction associée au polynôme de LEGENDRE.

$K = 39\ 8603 \text{ km}^3/\text{s}^2$  constante d'attraction de la terre.

$r$  = Distance du satellite au centre de la terre.

$L$  = Longitude du satellite (positive vers l'EST) comptée à partir du méridien de GREENWITCH.

$R = 6\,378$  kms: rayon de la terre.

$a =$  Distance du satellite stationnaire au centre de la terre  
 $= 42\,164$  kms.

$I_n; I_{nq}; I_{nq}$ : sont des constantes du développement du potentiel terrestre.

On a :  $I_2 \simeq 10^{-3}$

$$I_{22} = 1,86 \cdot 10^{-6}$$

$I_n; I_{nq} \simeq 10^{-6}$ ; pour  $n > 2$

L'expression du potentiel perturbateur est:

$$E_p = U - \frac{K}{r} \quad (2-14)$$

Ce potentiel se manifeste par une oscillation dans le plan de l'équateur, autour de 2 positions d'équilibre stable situées l'une vers  $105^\circ$  de longitude Ouest et l'autre vers  $75^\circ$  de longitude EST.

D'autre part, il existe deux positions d'équilibre instable, vers  $15^\circ$  de longitude OUEST et l'autre, vers  $165^\circ$  de longitude EST.

Le mouvement du satellite autour d'un point d'équilibre stable, est régi par conséquent par une équation du type:

$$\frac{d^2 L}{dt^2} = -k^2 \sin 2L \quad (2-15)$$

L'étant la longitude du satellite comptée par rapport au point d'équilibre stable le plus proche.

$k^2$  étant égal à:

$$k^2 = \frac{18 \omega^2 R^2}{a^2} \times I_{22} = 1,72 \cdot 10^{-3} \text{ degré / jour}$$

$$k^2 = 4 \cdot 10^{-15} \text{ rd/s}^2$$

D'autre part, une intégrale première de (2-15) est:

$$\left(\frac{dL}{dt}\right)^2 - k^2 \cos 2L = C^{te} \quad (2-16)$$

La figure (9) donne l'allure de la vitesse de dérive annuelle en longitude.

D'après cette courbe, on constate que la période d'oscillation dure au moins 2 ans.

- Influence de l'attraction du Soleil et de la lune:

Cette attraction provoque un mouvement perpendiculaire au plan de l'équateur.

Ainsi, de ce fait; l'inclinaison du plan de l'orbite varie de  $1^\circ$  par an, vers le plan de l'élliptique.

( $0,3^\circ$  sont dûs au Soleil,  $0,7^\circ$  dûs à la lune).



Or dans le cas du satellite stationnaire, où ( $e = i = 0$ ). Cette influence est très importante. Il faudra donc, en tenir compte.

- Influence de la pression de radiation solaire:

Un satellite de surface apparente  $S_A$  (dans la direction du Soleil, totalement réfléchissante) et de masse  $m$ ; sera soumise à une force due à la présence de radiation solaire. L'expression de cette force, est:

$$(2-17) F = \frac{2W}{c} S_A \quad \text{où} \quad \frac{2W}{c} = 9,210^{-6} \text{ N/m}^2$$

L'accélération, due à la pression de radiation est:

$$\gamma = 9,2 \cdot 10^{-6} \frac{S_A}{m} \text{ m/s}^2$$

Donc, le satellite stationnaire est soumis à des perturbations qui tendent à l'écartier de sa position d'équilibre.

Pour cela, des corrections de maintien en position sont donc nécessaires.

II-3-2: Corrections de maintien en position:

On cherchera à maintenir le satellite fixe par rapport à la terre, et lui faire occuper par conséquent une position bien déterminée sur l'équateur. Ce qui est en pratique très difficile à réaliser.

On se contente alors de le maintenir dans un domaine de limites admissibles. On admettra de ce fait un écart angulaire autour de la position désirée.

Si  $\theta$  est l'écart angulaire, alors le cône de demi-angle d'ouverture  $\theta$ , découpe sur la sphère de rayon  $a = 42\ 164$  km une "fenêtre".

Le maintien en position a à priori pour but de maintenir le satellite à l'intérieur de cette fenêtre.

1°) Correction dans le plan de l'équateur:

Le mouvement dans le plan de l'équateur est défini par l'équateur

2-15; soit:

$$\frac{d^2 L}{dt^2} = -k^2 \sin 2L.$$

Le problème consiste à maintenir le satellite à la longitude  $L_1$  en tolérant un écart angulaire maximal =  $\pm \frac{\Delta L}{2}$  ( $\frac{\Delta L}{2}$  petit) de part et d'autre de  $L_1$ .

Si  $L$  est la longitude comptée à partir de  $L_1$ ; alors:

$$\left[ \cos (2L_1 + 2L) \simeq \cos 2L_1 - 2L \sin 2L_1 \right] \quad (L \leq \frac{\Delta L}{2})$$

Il s'en suit:

$$\left( \frac{dL}{dt} \right)^2 + 2k^2 L \sin 2L_1 = c \text{ te} . \quad (2-18)$$

L'allure de la dérive  $\frac{dL}{dt}$  en fc  $\frac{t}{2}$  de  $L$  est donnée par la figure (10).

$$\left[ -\frac{dL}{dt} = f(L) \right]$$

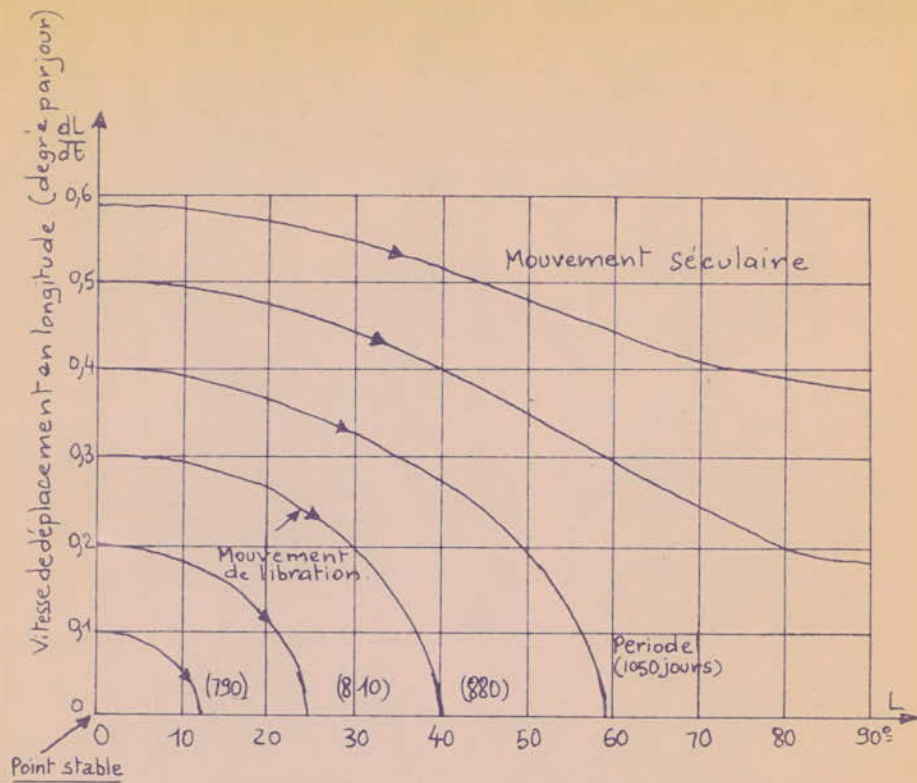


FIG-9 Vitesse de dérive annuelle en longitude.

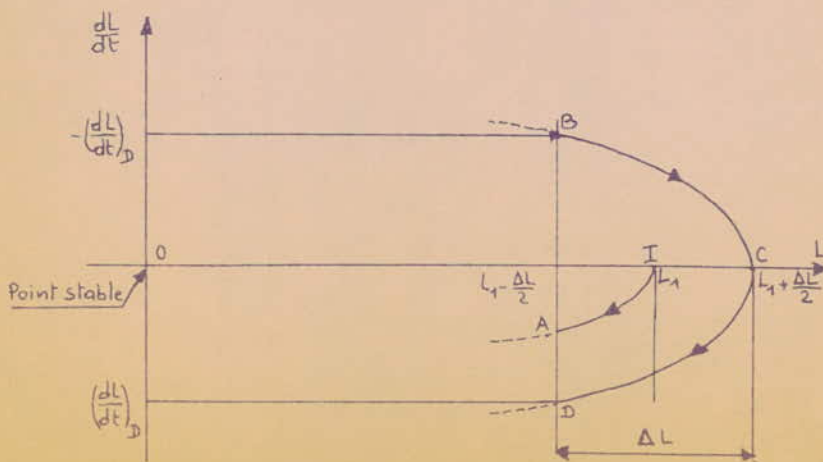


FIG-10 - Maintien en position en longitude.



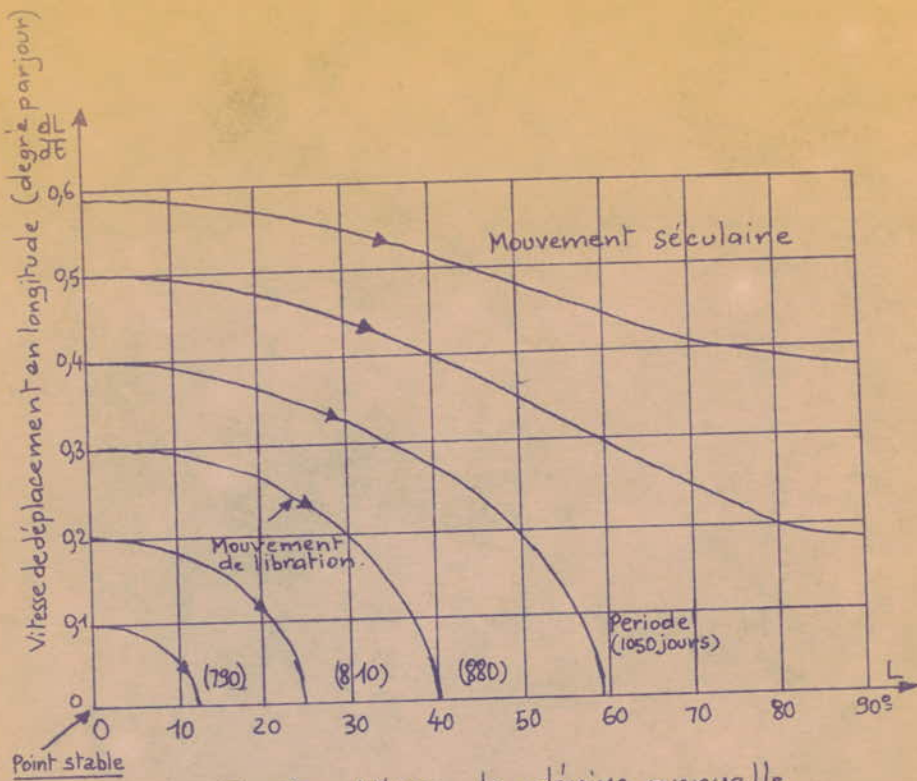


FIG-9 Vitesse de dérive annuelle en longitude.

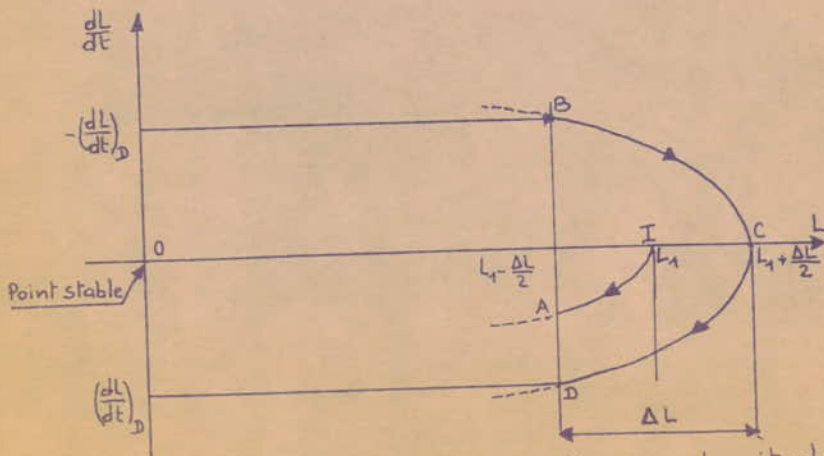


FIG-10 - Maintien en position en longitude.

C'est une parabole définie par la longitude motenne et par les conditions initiales.

Si, initialement le satellite est au point I ( $L_1, \frac{dL}{dt} = 0$ ), il va se déplacer vers le point d'équilibre stable en suivant les paraboles d'équation:

$$\left(\frac{dL}{dt}\right)^2 + 2k^2 L \sin 2L_1 = c = \text{te} \text{ qui a son sommet en } L_1.$$

Quand la longitude atteint le point A ( $L_1 - \Delta L/2$ ), il faudra modifier les conditions initiales pour faire décrire au satellite la parabole qui a son sommet en C ( $L = L_1 + \Delta L/2$ ), qui est la deuxième limite de la "fenêtre".

A partir de C, le satellite se rapproche du point d'équilibre stable pour atteindre le point D ( $L = L_1 - \Delta L/2, \left(\frac{dL}{dt}\right)_D$ ).

En appliquant en D une impulsion égale à  $-2\left(\frac{dL}{dt}\right)_D$ , le satellite passe de D en B. Puis le cycle recommence.

- Impulsion de vitesse à appliquer:

Si on reprend l'équation:

$$\left(\frac{dL}{dt}\right)^2 + 2k^2 L \sin 2L_1 = c = \text{te} = b. \quad (2-19)$$

En se plaçant au point C ( $L_1 + \Delta L/2, \frac{dL}{dt} = 0$ ), on trouve:  $b = 2k^2 (L_1 + \Delta L/2) \sin 2L_1$

$$\text{d'où: } \left(\frac{dL}{dt}\right)^2 = -2k^2 \sin 2L_1 (L - L_1 - \Delta L/2)$$

Comme en D, on doit appliquer une impulsion égale à  $-2\left(\frac{dL}{dt}\right)_D$ ;

il vient alors:

$$(2-20) \quad Dv_e = 2\sqrt{2} \cdot k \cdot \sqrt{\sin 2L_1 \cdot L} \quad (\Delta L \text{ en rd})$$

$$Dv_e = (7,5 \sqrt{\sin 2L_1 \cdot L}) \text{ m/s}$$

- Période des corrections:

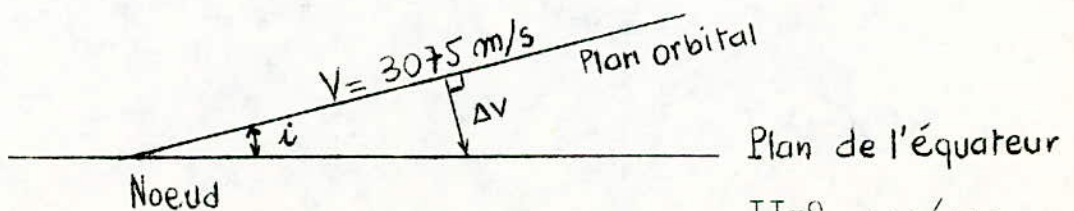
$$T = \frac{2\sqrt{2}}{k} \cdot \left(\sqrt{\frac{L}{\sin 2L_1}}\right)$$

$$T = 520 \sqrt{\frac{L}{\sin 2L_1}} \text{ jours.} \quad (2-21)$$

Impulsion de vitesse annuelle:

$$(2-22) \quad \Delta V_L = \Delta v_e \cdot \frac{365}{T} \implies \Delta V_L \approx 5 \sin 2L_1 \text{ m/s}$$

2°) Correction perpendiculaire au plan de l'équateur:





On doit appliquer une vitesse  $\Delta v_e$  perpendiculaire au plan d'orbite, au moment du passage au noeud. Si  $\Delta v_e$  est l'amplitude de chaque correction, alors:

$$\Delta v_e = i, v$$

Comme l'action luni-solaire se traduit par une inclinaison annuelle de  $i = 1^\circ / \text{an}$ ; alors l'impulsion annuelle nécessaire est:

$$\Delta v_e = \frac{\pi}{180} \times 3\,075$$

$$\Delta v_e \neq 53,7 \text{ m/s} \quad (2-23)$$

## II-4: ECLIPSE : [ 10 ]

### II-4-1: Position du Problème:

- Comme la principale source d'approvisionnement d'énergie des satellites est le rayonnement solaire, la détermination des périodes et de la durée des éclipses est par conséquent très importante.

- D'autre part, lorsqu'un satellite pénètre dans la zone d'ombre terrestre, il subit une chute brutale de température, contre laquelle il faut se prémunir lors de la conception du système.

- Comme un satellite de télécommunication, doit assurer un service permanent, il est nécessaire de prévoir une réserve d'énergie permettant son alimentation, en temps d'éclipses qui peut durer jusqu'à 70 minutes.

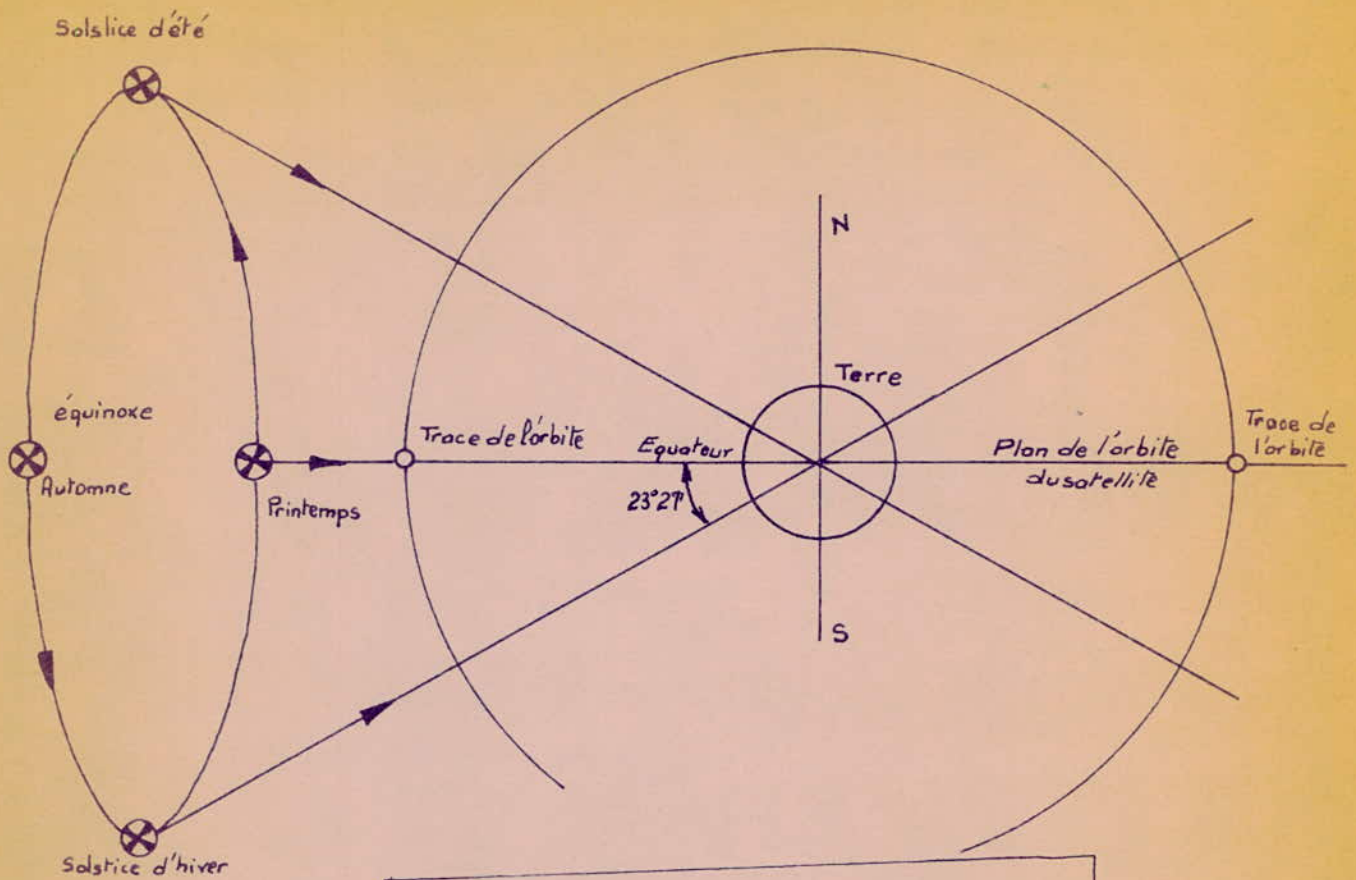
### II-4-2: Hypothèses:

L'orbite d'un satellite géostationnaire se trouve dans le plan de l'équateur terrestre.

Aux Solstices, l'inclinaison du soleil est maximale par rapport à ce plan: le satellite est toujours éclairé.

Par contre, pendant les équinoxes, le Soleil est dans le plan de l'équateur, et l'ombre de la terre couvre une portion de l'orbite (fig.12).

Il y aura éclipse, tous les jours à l'heure où le satellite est derrière la terre par rapport au soleil. C'est donc l'heure de minuit à la longitude du Satellite, et l'intervalle d'éclipse s'étend alors de part et d'autre de minuit: : [  $0h + \Delta t$ ;  $24h - \Delta t$  ] si le satellite n'est pas doté de batteries, les interruptions de service se produiront la nuit.



mouvement apparent  
du soleil.

fig. 12. Mouvement apparent du soleil.

Solstices: Satellite toujours éclairé.

Équinoxes: éclipses, sa durée est maximale, elle est de 70 mn.

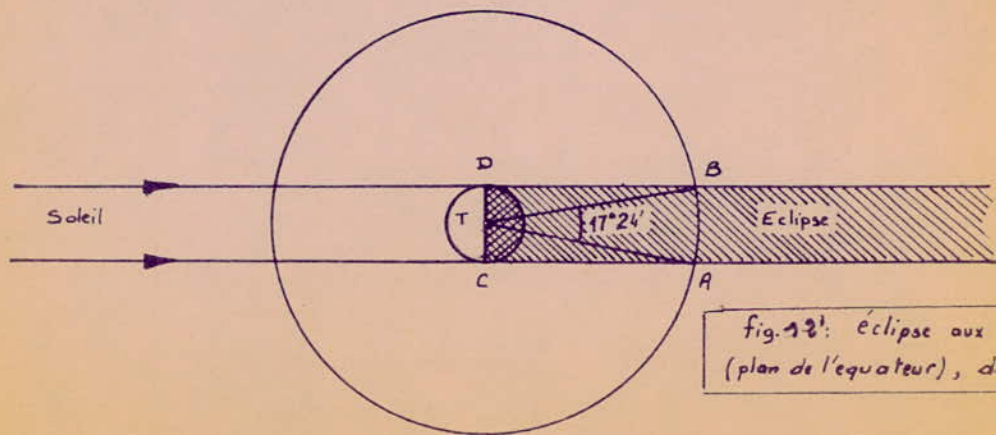


fig. 13: éclipse aux équinoxes,  
(plan de l'équateur), durée 70 mn.



- Nous appellerons angle d'ombre, l'arc  $2\alpha$  de l'orbite, couvert par l'ombre à un instant donné.

- Nous considérons par ailleurs; que la zone d'ombre est un cylindre tangent à la terre.

-  $\delta$  = déclinaison du Soleil sur le plan de l'équateur .

-  $u$  = élongation nodale du Soleil.

-  $R$  = rayon moyen de la Terre = 6.378,16 km.

-  $a$  = rayon de l'orbite geostationnaire = 42.162 kms.

II-4-3: Angle d'ombre en fonction de la déclinaison du Soleil -

Heures d'eclipses:

En prenant les notation de la Figure 13, on peut écrire:

$$\left. \begin{aligned} \cos \alpha &= \frac{d}{a} \\ \cos \delta &= \frac{h}{d} \end{aligned} \right\} \implies \cos \alpha \cos \delta = \frac{h}{a}$$

$$\text{d'autre part; } h^2 + R^2 = a^2 \implies h = \sqrt{a^2 - R^2}$$

$$\text{Il vient; } \cos \alpha \cos \delta = \frac{\sqrt{a^2 - R^2}}{a} = \sqrt{1 - \frac{R^2}{a^2}}$$

$$\text{d'où: } \cos \alpha = \frac{1}{\cos \delta} \sqrt{1 - \frac{R^2}{a^2}} \quad (2-24)$$

$$\left. \begin{aligned} R &= 6\,378,16 \text{ km} \\ a &= 42\,162 \text{ km} \end{aligned} \right\} \implies \sqrt{1 - \frac{R^2}{a^2}} = 0,9885$$

$$\text{d'où: } \cos \alpha = \frac{0,9885}{\cos \delta} \quad (2-25)$$

a)  $\alpha$  est maximum, quand  $\cos \delta = 1$ , autrement dit pour  $\delta = 0$ .

Nous sommes alors à l'équinoxe, et la valeur correspondante de  $\alpha$  est donnée par:

$$\cos \alpha_M = 0,9885 = \sqrt{1 - \frac{R^2}{a^2}} \implies \sin \alpha_M = \frac{R}{a} = 0,15\,128.$$

$$\text{d'où: } \alpha_M = 8^\circ 42' \quad (2-26)$$

b)  $\alpha$  est nul; ( $\cos \alpha = 1$ ) lorsque:

$$\cos \delta = \sqrt{1 - \frac{R^2}{a^2}} \longrightarrow \sin \delta = \frac{R}{a}$$

Nous sommes alors, dans une configuration où le cylindre d'ombre est tangent à l'orbite (fig 14). La déclinaison du Soleil étant dans ce cas:

$$\delta_0 = \text{Arc sin } \frac{R}{a} = 8^\circ 42' \quad (2-27)$$

c) Quand la déclinaison du Soleil est supérieure à la valeur  $\delta_0$ , la formule (2-24) donne un  $\cos \alpha$  supérieur à l'unité: II-11

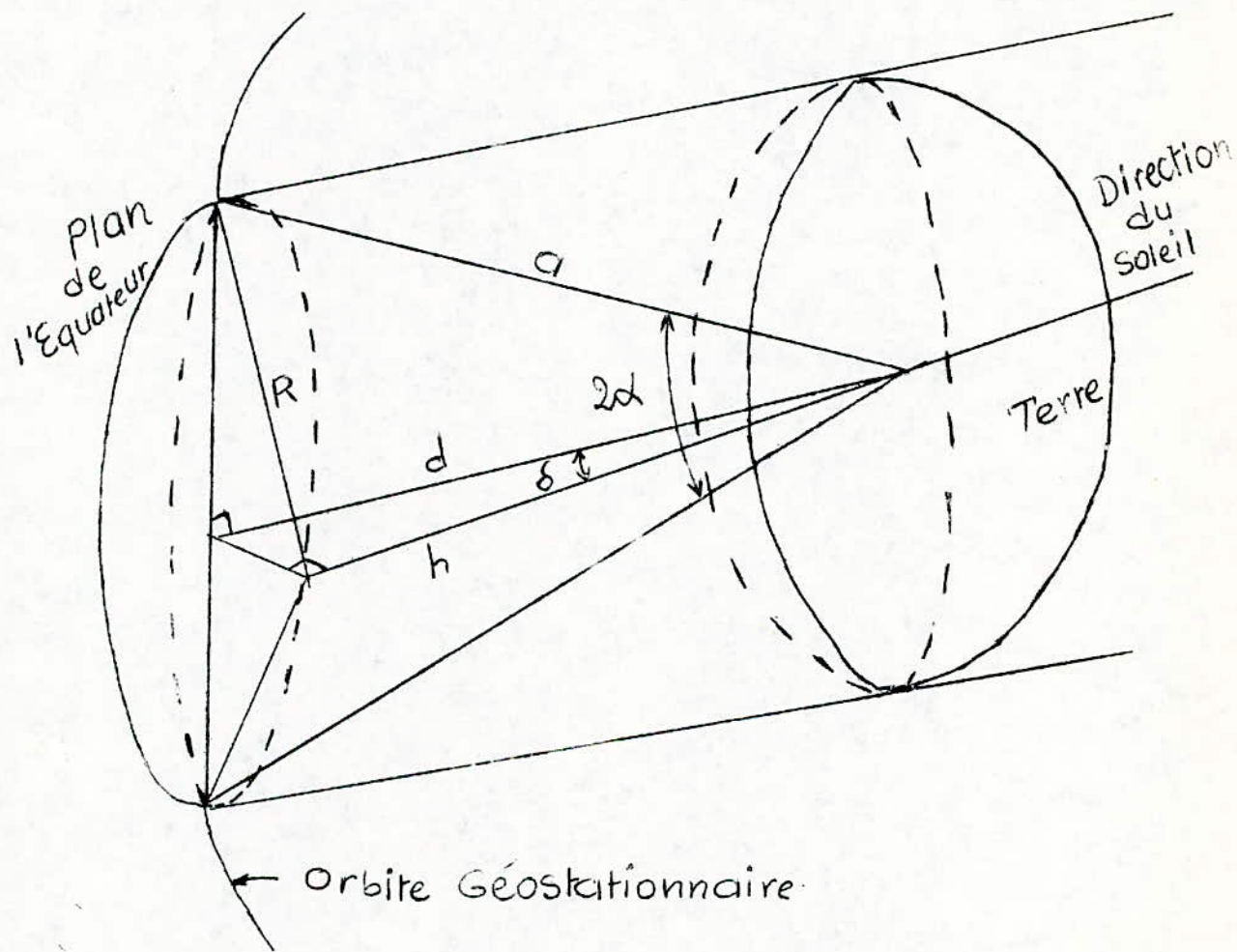


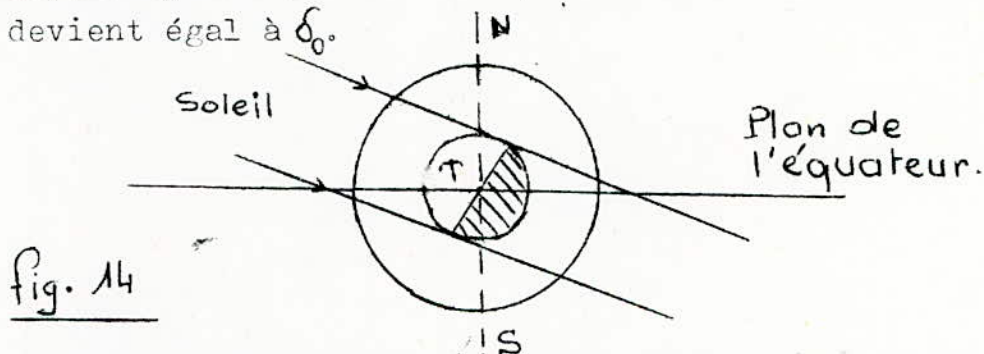
Figure 13. Représentation géométrique de l'ombre.



$$\delta > \delta_0 \longrightarrow \cos \delta < \cos \delta_0 = 0,9885$$

Dans cette configuration, l'ombre ne rencontre pas l'orbite: il n'y a donc pas d'éclipse.

d) Après un Solstice où le satellite est tout le temps éclairé ( $\delta$  grand), le cylindre d'ombre va croiser l'orbite dès l'instant où devient égal à  $\delta_0$ .



A ce moment,  $\alpha = 0$ . Ensuite  $\alpha$  se met à croître jusqu'à l'équinoxe où il atteint sa valeur maximale;  $\alpha_M = 8^\circ 42'$  (alors  $\delta = 0$ , le soleil est sur le plan de l'équateur terrestre). Après l'équinoxe,  $\alpha$  décroît puis s'annule lorsque  $\delta$  redevient égal à  $\delta_0$ ; le soleil étant passé de l'autre côté du plan équatorial. Après cette date on n'observe plus d'éclipse, et on évolue vers le prochain solstice. Donc connaissant la valeur de  $\delta$  à un jour donné, on connaît alors celle de  $\alpha$  par la formule (2-25).

L'éclipse commence alors à l'instant:  $\frac{\alpha \cdot 24}{360}$  (en heures) avant minuit et se termine à  $\frac{\alpha \cdot 24}{360}$  après minuit.

Sa durée totale est donc de:

$$\frac{2\alpha \cdot 24}{360} = \frac{2\alpha}{15} \text{ heures soit: } 8\alpha \text{ minutes}$$

$\alpha$  étant exprimé en degrés.

Durée maximale:

$$8\alpha_M \approx 69 \text{ mn } 36 \text{ sec}$$

Donc:

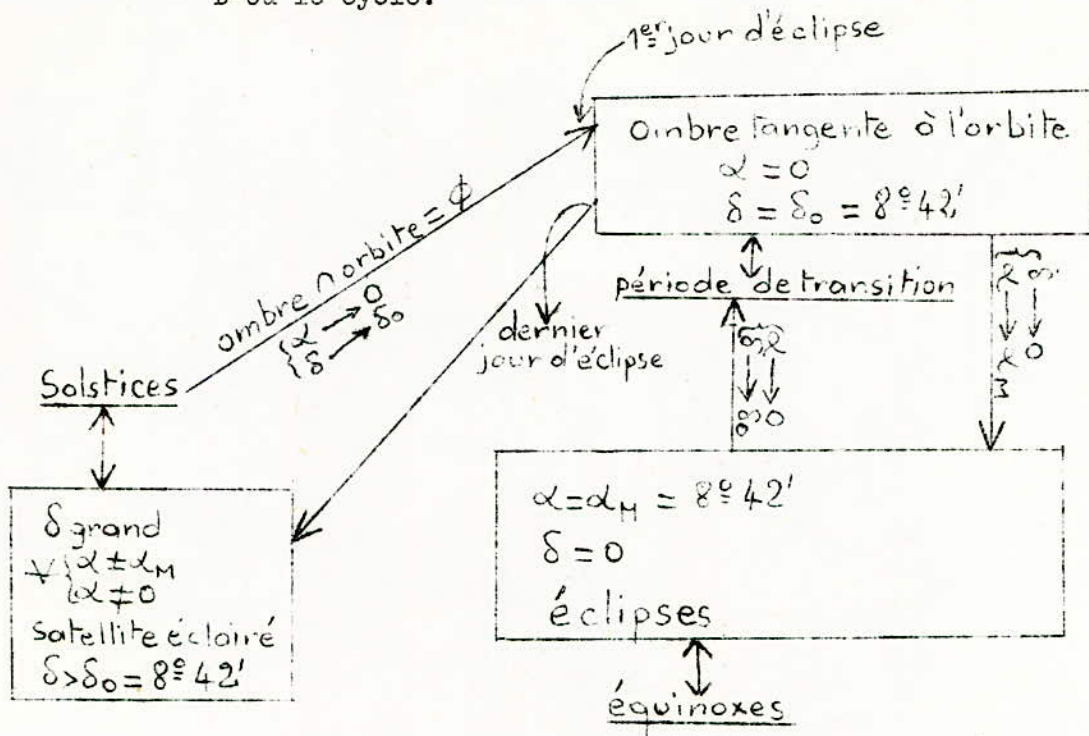
Début de l'éclipse: 24 h -  $4\alpha$  minutes

Fin de l'éclipse: 0 h +  $4\alpha$  minutes

Résumé:

$\alpha$	$\delta$	Situation
$\alpha_M = 8^\circ 42'$	0	équinoxe $\iff$ éclipse
0	$\delta_0 = 8^\circ 42'$	Période de transition entre les équinoxes et les solstices.
$\alpha \neq \alpha_M$ $\alpha \neq 0$	$\delta > \delta_0$	Solstices $\longleftrightarrow$ pas d'éclipse.

D'où le cycle:



II-4-4: Détermination du Premier et du dernier Jour des Périodes où il y a éclipse:

Un tel jour correspond à la position relative du soleil telle que le cylindre d'ombre soit tangent à l'orbite du satellite (fig.15).

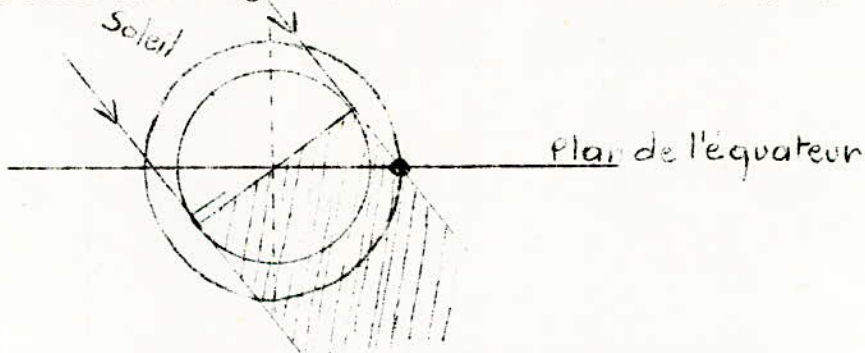


Fig.15 1er jour d'éclipse avant l'équinoxe de printemps.

Le dernier jour correspondrait à une figure symétrique par rapport au plan de l'équateur.

Nous avons vu d'autre part, que la déclinaison du Soleil était dans ce cas:

$$\delta_0 = \text{Arc sin } \frac{R}{a}$$

L'élongation nodale  $u_0$  est donnée, en valeur absolue par la formule

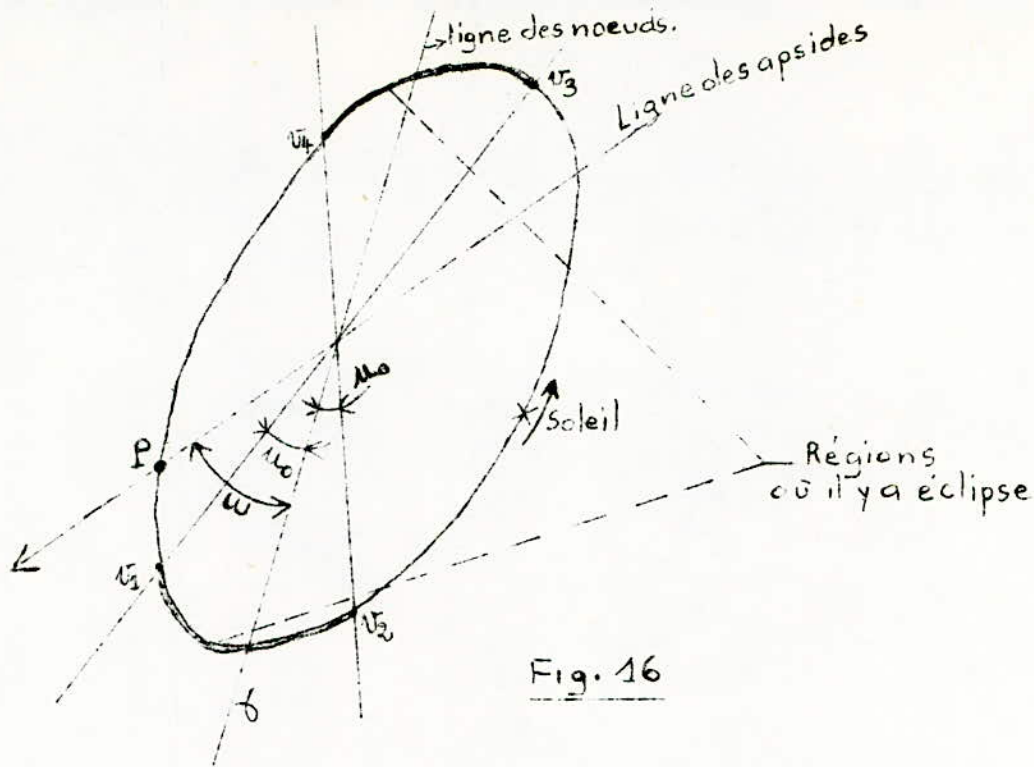
(2) (annexe), d'où:

$$\sin u_0 = \frac{\sin \delta_0}{R/a} = \frac{R}{Ra} \quad (2-28)$$

d'où:

$$u_0 = 22,3426^{\circ}$$





Désignons par  $v_1$  et  $v_2$  les anomalies vraies du Soleil, à la déclinaison  $\delta_0$ , avant et après l'équinoxe vernal, par  $v_3$  et  $v_4$  ces mêmes grandeurs autour de l'équinoxe d'automne.

Tous ces angles étant comptés à partir du périhélie dans le sens de parcours du Soleil. Nous pouvons écrire (fig.16).

$$\begin{aligned} v_1 &= w - u_0 = 55,7490^\circ \\ v_2 &= w + u_0 = 100,4341^\circ \\ v_3 &= v_1 + 180^\circ = 235,7490^\circ \\ v_4 &= v_2 + 180^\circ = 280,4371^\circ \end{aligned}$$

Pour cela,  $w$  a été pris égal à  $78,0916^\circ$ .

La formule (4) (annexe) permet de remonter aux anomalies excentriques correspondantes.

$$\begin{aligned} E_1 &= 54,9608^\circ \\ E_2 &= 99,4905^\circ \\ E_3 &= 236,5447^\circ \\ E_4 &= 281,3749^\circ \end{aligned}$$

L'équation du mouvement (6) [voir annexe] donne alors immédiatement:

$$t = T \left( \frac{E}{2\pi} - \frac{e}{2\pi} \sin E \right); E \text{ étant en radians; soit}$$

encore:

$$t = T \left( \frac{E}{360} - \frac{e}{2\pi} \sin E \right) E \text{ étant exprimé en degrés}$$

En prenant  $T = 365,25$  jours et  $e = 0,01672$ , on trouve:  $\text{II-14}$   
.../...

- $t_1 = 54,96j = 54j \ 23h$
- $t_2 = 99,98j = 99j \ 23,5h$
- $t_3 = 240,81j = 240j \ 19h$
- $t_4 = 286,43j = 186j \ 10h.$

Toutes ces dates sont repérées en prenant comme origine des temps, l'instant de passage au périhélie (qui a lieu entre le 2 et 3 Janvier tous les ans).

- $t_1$  et  $t_2$  représentent le début et la fin de la première période où l'éclipse se produit.
- $t_3$  et  $t_4$  les mêmes grandeurs pour la deuxième période dans l'année.

Il convient de remarquer que la durée de la deuxième période où il y a éclipse est légèrement plus longue que la première. Cela est dû au fait que la vitesse de révolution de la Terre (ou du Soleil dans son mouvement apparent) n'est pas uniforme, à cause de l'ellipticité de l'orbite.

La courbe donnant la durée de l'éclipse en fonction des jours de l'année, à l'allure représentée par la figure 17.

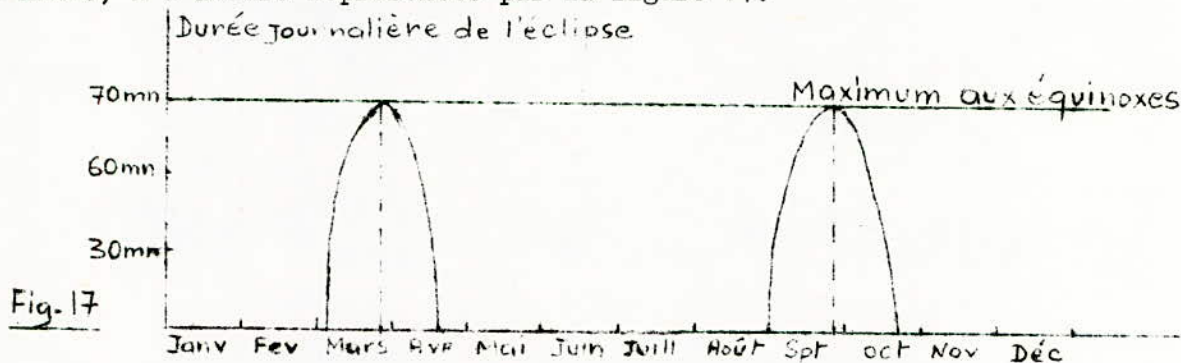
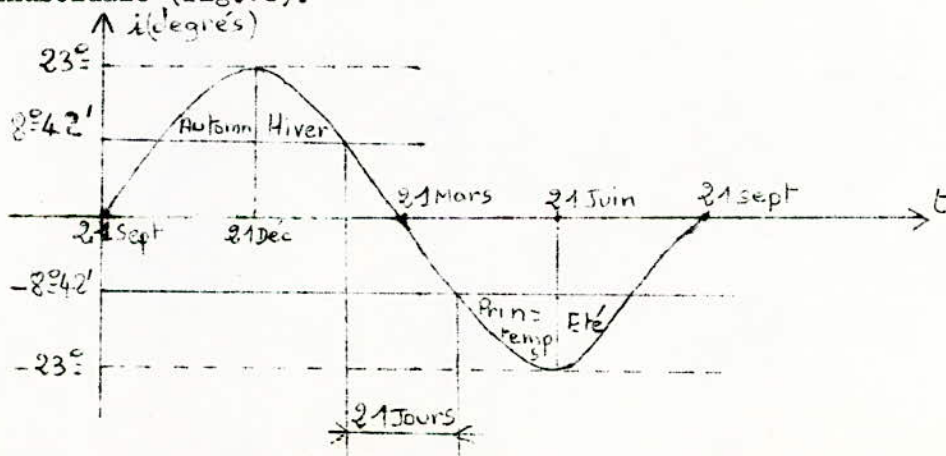


Fig-17

II-4-5: Conjonction du Soleil et du Satellite:

Il y a conjonction du Soleil et du Satellite, lorsque l'axe du faisceau d'antenne d'une station au sol pointée sur le satellite passe par le soleil.

En première approximation, l'orbite terrestre autour du soleil est un cercle et l'axe des pôles terrestre est fixe dans l'espace. La Direction du Soleil par rapport au plan de l'équateur, fait un angle  $i$  dont la variation annuelle est sinusoïdale (fig.18).





$$(2-29) i = 23 \sin \left( \frac{2\pi}{T} t \right) \text{ en degré; } t \text{ en jours; } T = 365 \text{ jours.}$$

Une station au sol pointée sur le satellite fait avec le plan de l'équateur un angle égal au plus à  $8^{\circ} 42'$ .

Il y a donc conjonction (fig.18) aux périodes de l'année voisines des équinoxes:

- Avant l'équinoxe de printemps et après l'équinoxe d'automne pour une station dans l'hémisphère Nord.

- Après l'équinoxe de printemps et avant l'équinoxe d'automne, pour une station dans l'hémisphère Sud.

La sinusoïde de la (fig.18) peut être remplacée par la droite tangente aux équinoxes et la relation précédente peut s'écrire:

$$i = 23 \cdot \frac{2\pi}{T} t \quad (2-30).$$

Il en résulte que:

1) La conjonction a lieu au plus tôt  $t_{\max}$  jours avant l'équinoxe et  $t_{\max}$  jours après avec:

$$t_{\max} = \frac{8}{23} \cdot \frac{T}{2\pi} = 21 \text{ jours.}$$

2) Pour une antenne d'ouverture  $\Theta$  à 3dB c'est à dire à peu près pour une ouverture du lobe principal de  $2\Theta$ , la conjonction a lieu pendant  $\Delta t$  jours tel que:

$$\Delta t = \frac{2}{23} \times \frac{T}{2\pi} = 5 \quad (2-31)$$

$$\text{Si } \Theta = 1^{\circ} \quad \Delta t = 5 \text{ jours.}$$

Chaque conjonction dure  $\Delta t$  secondes avec:

$$\Delta t' (\text{sec}) = \frac{24 \times 3600}{360} \cdot 2\Theta$$

$$\Delta t' (\text{sec}) = 480 \Theta \quad (\text{degrés})$$

$$\text{Si } \Theta = 1^{\circ} \quad \Delta t' = 8 \text{ minutes.}$$

Pendant cette conjonction, la température d'antenne augmente brutalement. Elle atteint  $10^5$  degrés pour une antenne d'ouverture égale ou inférieure à la collimation du Soleil (32 mn); elle est plus faible, si l'ouverture d'antenne est plus grande.

$$(0,15 \cdot 10^5 \text{ pour une antenne de } 1^{\circ}).$$

II-4-6: Conclusion:

Le satellite utilise l'énergie solaire, comme source d'énergie, et si il doit assurer un service continu; il est nécessaire de prévoir une réserve d'énergie permettant le fonctionnement normal aux équinoxes pendant 70 mn (durée maxima).

a) Une solution consisterait à utiliser le satellite de secours s'il existe. Il suffit que les 2 satellites soit suffisamment écartés en longitude, de façon que l'un soit toujours éclairé, lorsque l'autre est à l'ombre.

L'écartement des 2 satellites doit être supérieur à  $17^{\circ} 24'$   
 $= 2\alpha_M$ . (nous avons vu que dans le cas le plus défavorable où la durée de l'éclipse est maximale, (à l'équinoxe), cette durée était de 70mn environ et correspondait à un angle d'ombre  $2\alpha_M = 17^{\circ} 24'$ ).

Il y a cependant deux inconvénients:

- Le changement de satellite, entraîne une réorientation des antennes au sol, et donc une interruption de service, à moins de disposer de deux antennes ou d'une antenne à pointage électronique.

La couverture est la couverture commune aux deux satellites.

- Par ailleurs, il faut tenir compte de la durée de mise en température du premier satellite après la fin de l'éclipse. A l'équinoxe, la durée correspondante est actuellement de 30 mn.

b) Pour les émissions de T.V; sachant qu'elles s'arrêtent la nuit, il est donc raisonnable d'envisager une réduction d'activité du satellite aux périodes d'éclipses, puisqu'elles se produisent toujours autour de minuit. L'énergie des batteries servira essentiellement à rechauffer les instruments de bord dont il faut éviter un refroidissement excessif.

D'autre part, en admettant que les émissions de T.V. en un lieu donné s'arrêtent à minuit et si nous ne voulons pas être gêné par l'éclipse jusqu'à ce temps là, il suffit que le satellite soit décalé de l'angle  $\alpha_M = 8^{\circ} 42'$  à l'Ouest, par rapport au méridien du lieu à desservir. De cette façon l'éclipse se produira toujours après minuit à l'heure du lieu.

## II-5: EFFETS de l'ENVIRONNEMENT SPATIAL:

Dans les sous-chapitres précédents, relatifs aux relations radio-électriques et géométriques entre les stations au sol et le satellite; il suffisait d'assimiler le satellite à une masse ponctuelle.

Cependant, avant d'aborder le chapitre relatif à l'organisation interne d'un satellite, il est nécessaire d'exposer et cela pour mieux saisir les données spécifiques qui <sup>président</sup> à sa conception et à sa fabrication; les effets de l'environnement spatial; dans lequel il est appelé à baigner.

(La nature de cet environnement, est détaillé en annexe).

L'environnement spatial exerce sur le satellite des actions mécaniques, et thermiques. Les matériaux qui le constituent <sup>subissent</sup> des effets particuliers. d'autre part, il y a actions sur l'orbite du Satellite.



II-5-1: Effets sur l'attitude: [ 11 ]

L'orientation d'un trièdre lié au satellite par rapport à un trièdre de référence, est appelée attitude.

L'environnement spatial se manifeste par des forces dont le couple résultant au centre de masse n'est pas nul, et modifie en conséquence l'attitude du satellite.

Ces forces sont dûes:

- A la pression de radiation solaire.
- Au champ magnétique terrestre.
- Au gradient de gravité terrestre.

Pour un bilan complet, il faut ajouter aux effets précédents, ceux qui ne sont pas liés directement à des actions extérieures au satellite; autrement dit:

- Les perturbations causées par les corrections de maintien en position.

- Les pressions exercées par les émissions radio-électriques.

Il y a aussi les chocs des météorites, seulement les densités et impulsions de vitesse sont encore mal connues.

Par contre, la trainée atmosphérique, négligeable à l'attitude des satellites stationnaires, n'est pas à prendre en compte.

- Effets de la pression de radiation solaire:

Un élément de surface  $dS$  de normal  $\vec{n}$  orientée du côté du Soleil et faisant avec le vecteur unitaire  $\vec{u}$  dirigé vers ce dernier, un angle  $\theta$ , est soumis à la pression:

$$(2-32) \quad \frac{d\vec{f}}{ds} = -\frac{W}{c} [ (1 + \sigma) \cos^2 \theta \vec{n} + (1 - \sigma) \cos \theta \vec{n} \wedge (\vec{u} \wedge \vec{n}) ]$$

Où  $c$  est la vitesse de la lumière,  $\sigma$  est le coefficient de réflectivité,  $W$  l'intensité du rayonnement.

- Si l'élément  $ds$  est totalement réfléchissant ( $\sigma = 1$ ), la pression est normale à la surface.

$$\frac{d\vec{f}}{ds} = - \frac{2W}{c} \cos^2 \theta \vec{n} \quad (2-33)$$

- Si  $ds$  est totalement absorbant ( $\sigma = 0$ ), la pression de radiation se décompose en une composante normale,  $(\frac{df}{ds})_N = - \frac{W}{c} \cos^2 \theta$ ; et une composante tangentielle  $(\frac{df}{ds})_T = - W \cos \theta \sin \theta$ .

Pour un élément de surface unité, totalement réfléchissant éclairé normalement, la démonstration est la suivante:

- Energie reçue:  $mc^2$  où  $m$  est la masse équivalente.

- La puissance reçue sera donc;  $W = d(mc^2)/dt = \frac{dm}{dt} c^2$

- La force,  $df$  produite est égale à la dérivée de la quantité de mouvement, soit:  $df = \frac{dm}{dt} \cdot c$ ; il vient,  $df = \frac{W}{c}$

D'autre part, comme l'élément est totalement réfléchissant, l'énergie réfléchie, produit par conséquent la même force. on aura donc, en définitif:

$$df = 2 \frac{W}{c}$$

Cependant, la résultante de toutes les forces exercées sur tous les éléments  $dS$  du satellite; n'est en général pas confondue avec son centre de masse. Il en résulte par conséquent un couple perturbateur d'attitude.

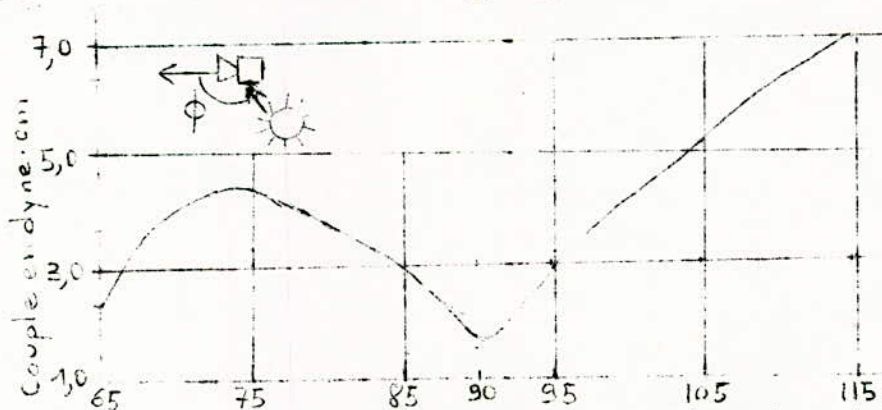
Chaque force élémentaire, est proportionnelle à  $W \cos \theta$ , le couple appliqué sur le satellite est donc proportionnelle à  $W S_a \cos \theta$ , où  $S_a$  est la surface apparente du satellite dans la direction du soleil.

- Le couple, dépend donc de l'orientation du Soleil par rapport au satellite. Or, les satellites stationnaires ont un axe de révolution perpendiculaire au plan de l'équateur; la direction du Soleil fait donc avec cet axe un angle compris entre  $67$  et  $113^\circ$ .

- D'autre part, comme les cellules solaires recouvrent en général presque toute la surface du satellite, il faudrait leur accorder une attention particulière (le coeff de réflectivité des C.S est de  $0,2$ ). Pour fixer les idées, une surface de  $1m^2$  de cellules solaires perpendiculaire à la direction du Soleil est soumise à une pression qui lui est normale, de  $5,6 \cdot 10^{-6}$  N.

Pour un bras de levier de  $10$  cm, le couple est de  $5,6 \cdot 10^{-7}$  N.m ( $5,6$  dyn.cm).

EXEMPLE: Satellite Intelsat I, stabilisé par rotation, le résultat du calcul de la variation du couple d'origine solaire en fonction du mouvement apparent du Soleil dans l'année [12] est donné par la figure (19).



Angle entre la direction de l'axe de rotation et le soleil

fig 19: Variation annuelle du couple dû à la pression de radiation en fonction du mouvement apparent du soleil [12].

- Effet du champ magnétique Terrestre:

Etant donné un satellite stationnaire de moment magnétique  $M$ , l'induction magnétique terrestre  $B$ , exerce un couple  $C_M = \vec{M} \wedge \vec{B}$ .

La composante de l'induction perpendiculaire à l'équateur, pro-



duit l'effet de plus faible, malgré qu'elle soit constante d'une part et la plus importante d'autre part: Par conséquent le couple correspondant est dans le plan de l'équateur, et si le satellite est stabilisé par rotation autour d'un axe parallèle à l'axe des pôles, la somme des couples exercés par tour est nulle. Par contre, si le satellite est stabilisé "trois axes" et fait un tour complet par jour autour de son axe parallèle à l'axe des pôles, la somme des couples s'annule toutes les 24 heures.

Le moment magnétique global d'un satellite résulte des moments permanents, des moments dus aux courants électriques dans les câblages, des moments induits proportionnels au champ magnétique terrestre. Ces moments peuvent être réduits ou compensés avant le lancement pour atteindre  $10^{-4}$  N.m (1000 dynes cm).

Cependant, comme le champ magnétique est inversement proportionnel au cube de la distance au centre de la terre, le couple en orbite stationnaire est divisé par:  $(42.200 / 6400)^3 = 285$ .

Il devient donc égal à  $3,5 \cdot 10^{-7}$  N.m. En réalité, les conditions de lancement détruisent une partie des réglages faits au sol. il est donc prudent de prendre un coefficient de sécurité et d'adopter un couple  $C_H = 10^{-6}$  N.m (10 dynes cm).

- Effet du gradient de gravité terrestre:

En théorie [13] on démontre que le gradient de gravité terrestre a pour effet d'aligner l'axe de plus faible inertie du satellite sur la verticale locale. Le compte correspondant est donné par:  $C_g = 3w^2 (I_x - I_z) \Theta$  où:

-  $w$  est la vitesse d'orbitation.

-  $I_x$  est le moment d'inertie par rapport à un axe dans le plan de l'orbite.

-  $I_z$  est le moment d'inertie par rapport à un axe perpendiculaire à l'orbite, le satellite étant de révolution autour de cet axe.

-  $\Theta$  est l'écart angulaire entre l'axe du satellite et la verticale locale.

Ce couple qui est utilisé pour stabiliser les satellites placés sur l'orbite basse, est difficile à mettre en oeuvre dans le cas des satellites stationnaires; c'est à dire donc qu'il est aisé de rendre ses effets négligeables.

Pour cela, il suffit de prendre  $I_x$  et  $I_z$  pas trop différents l'un de l'autre.

- Effets des couples d'origine interne:

a) Effets des corrections de maintien en position:

Pour maintenir en position des satellites stationnaires, l'application de forces au centre de masse du satellite, est nécessaire et ceci d'une façon périodique.

Cependant, dans un satellite comportant des réservoirs de propergol

qui se vident au cours de la mission; il est pratiquement impossible d'avoir un centre de masse rigoureusement fixe par rapport au corps du satellite, par conséquent par rapport aux tuyères. Un couple perturbateur de maintien en attitude, va donc se manifester au cours des corrections de maintien en position; vu que les forces correctrices ne s'appliquent pas exactement au centre de masse.

En ne tenant compte que de la correction de latitude ( $\Delta V = 50 \text{ m/s}$ ) et pour un déplacement maximal du centre de masse de 1 mm, le couple appliqué est  $C_p = F \cdot 10^{-3}$  où la poussée F est telle que:  $F = \Delta V/t$ ; t étant la durée annuelle de la correction.

b) Effets des Emissions de Télécommunications:

Le rayonnement radioélectrique des antennes crée une pression qui peut être non négligeable, si la puissance émise est importante. (pression de radiation).

Pour une antenne très directive rayonnant une puissance  $P_D$ , la force F produite est:

$$F = - \frac{d m}{dt} \cdot C = - \frac{F_D}{c}$$

A titre d'exemple, pour un satellite émettant 1 kW dans un faisceau de  $1^\circ$  (satellite de diffusion directe d'un programme de T.V.), la force  $F = 0,3 \cdot 10^{-5} \text{ N}$ .

Si le bras de levier est de 1 m, le couple est de  $0,3 \cdot 10^{-5} \text{ N.m}$  (30 dynes cm).

La perturbation n'est alors importante que dans le cas où la puissance émise est grande et est concentrée dans un faisceau étroit; il faut alors que l'axe d'antenne passe par le centre de masse ou disposer de deux antennes d'axes symétriques par rapport à ce centre.

Le tableau ci-dessous résume les ordres de grandeurs des couples maxima à prendre en compte dans un avant projet. Cela concerne bienentendu les couples perturbateurs d'attitude.

Origine des perturbations	Couple instantané (N.m)	OBSERVATIONS
Maintien en position	$5 \cdot 10^{-2}$	Uniquement pendant les corrections
Pression de radiation	$5 \cdot 10^{-6}$	Permanent (sauf éclipse)
Champ magnétique	$10^{-6}$	Moyenne journalière plus faible
Gradient de gravité	$10^{-7}$	Permanent



## II-5-2: Effets Thermiques: [14][15]

Sous l'effet du rayonnement solaire, le satellite s'échauffe alors que ses faces tournées vers les espaces cosmiques se refroidissent. Il y a donc échange de chaleur par conduction et rayonnement.

D'autre part, si le satellite gardait une direction fixe par rapport au soleil, il s'établirait un régime d'équilibre.

- Température moyenne du satellite:

Elle résulte du bilan thermique suivant:

$$Q_S + Q_I = Q_R + Q_E \quad (2-34)$$

où:

+  $Q_S$ : Flux solaire direct absorbé ( $Q_S = aWSa$ : Flux solaire  $W$  sur une surface apparente  $Sa$  d'absorptivité  $a$ ).

+  $Q_I$ : Puissance interne dissipée.

+  $Q_R$ : Flux thermique rayonné.

+  $Q_E$ : Puissance emmagasinée (ou restituée) par exemple lors des variations de température.

En supposant une sphère, parfaitement conductrice, de rayon  $r$ , à la température d'équilibre  $T$ , nous aurons:

$$Q_S = aW/r^2$$

$$Q_I = 0$$

$$Q_E = 0$$

$$Q_R = \epsilon \sigma \cdot 4/r^2 \cdot r^2 \quad (\text{puissance } \sigma \cdot T^4 \text{ rayonnée par la surface totale } 4/r^2 \cdot r^2 \text{ de pouvoir émissif } \epsilon).$$

À l'équilibre:  $Q_S = Q_R$  (le satellite étant non dissipatif).

$$\implies aW/r^2 = \epsilon \sigma \cdot 4/r^2 \cdot r^2 \implies aW = \epsilon \sigma \cdot T^4 \cdot 4$$

d'où la température d'équilibre:

$$T_0^4 = \frac{aW}{4\epsilon\sigma} \quad \text{il vient, } T_0 = \left(\frac{a}{\epsilon} \frac{W}{4\sigma}\right)^{1/4} \quad (2-35)$$

avec;  $\sigma$  = Constante de STEFAN-BOLTZMANN.

$$(5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2, \text{ok}^4) \quad W = 1400 \text{ W/m}^2$$

En ayant  $Q_I = 0$ ; nous avons donc, un satellite sphérique inerte, et par conséquent sa température d'équilibre ne dépend que des propriétés thermo-optiques de la surface extérieure; c'est à dire pratiquement sa couleur.

Pour différents revêtements, le tableau (4) indique la température d'équilibre. Il s'agit de valeurs de  $T$  pour une sphère parfaitement conductrice.

Cependant, un satellite ne saurait être inerte homogène; puisque les ensembles électroniques qui y sont contenus dissipent de la chaleur.

les conditions d'équilibre thermique sont données par:

$$Q_R = Q_S + Q_I \quad Q_S = \epsilon \sigma T_0^4 \cdot 4\pi r^2 \text{ (satellite non dissipatif)}$$

$$\epsilon \sigma T^4 \cdot 4\pi r^2 = \epsilon \sigma T_0^4 \cdot 4\pi r^2 + Q_I$$

$$Q_I = \epsilon \sigma A \cdot \pi r^2 (T^4 - T_0^4) \quad (2-36)$$

$$4\pi r^2 = A : \text{aire rayonnante.}$$

Donc, tout revient à dissiper, par la surface A, de coefficient d'émission  $\epsilon$ , à partir d'une source froide à la température  $T_0$ , la quantité de chaleur  $Q_I$ , uniquement.

La conclusion évidente, est que la température d'équilibre, est toujours supérieure à la température d'équilibre en l'absence d'élément dissipatif. Mais alors que la température d'équilibre en présence de source interne est fonction de la surface rayonnante, donc des dimensions du satellite.

D'autre part, les variations de température dépendent aussi de l'attitude du satellite par rapport au soleil.

Pour un satellite stabilisé par rotation, la température varie peu tout autour de sa périphérie. Par contre, pour un satellite stabilisé trois axes; chaque point de la périphérie aura une température qui variera au rythme de la journée.

Il faudra donc prévoir à assurer un contrôle thermique.

### II-5-3 : Effets sur les matériaux: [16]

On distingue, les effets du vide, du rayonnement solaire, des météorites, des particules cosmiques.

#### - Effets du vide:

Les métaux et les semi conducteurs se subliment dans ce milieu: la perte de masse correspondante dépend de la température. Pour fixer les idées, nous avons; 1000 Å/an à 110°C,  $10^{-3}$  cm/an à 170°C et  $10^{-1}$  cm/an à 240°C pour le magnésium.

Ces effets ne sont pas importants, vu que les températures à 200°C sont faciles à éviter à condition de ne pas employer des revêtements, pas trop minces.



Tableau. 4: Température d'équilibre d'une sphère parfaitement conductrice.

Revêtement	Absorptivité $\alpha$	émissivité $\epsilon$	$\frac{\alpha}{\epsilon}$	T(°C)
Froid: peinture blanche	0,20	0,80	0,25	-75
Moyen: peinture noire	0,97	0,90	1,08	-12
chaud: Or brillant	0,25	0,045	5,5	+ 10

*Faint handwritten version of the table above, likely a duplicate or a student's attempt.*

Revêtement	Absorptivité $\alpha$	émissivité $\epsilon$	$\frac{\alpha}{\epsilon}$	T(°C)
Froid: peinture blanche	0,20	0,80	0,25	-75
Moyen: peinture noire	0,97	0,90	1,08	-12
chaud: Or brillant	0,25	0,045	5,5	+ 10

Ce qui est plus gênant par contre, c'est la possibilité de condensation des gaz sur des surfaces froides (cours-circuits sur les surfaces isolantes).

Donc, l'emploi de matériaux trop facilement sublimables comme le zinc et le Césium est à éviter.

Un gros avantage du vide, est d'épargner les métaux des phénomènes de corrosion.

Cependant, les polymères ont tendance à se décomposer en produits volatiles.

Des surfaces propres, mises en contact, peuvent se souder; il en résulte une usure des paliers et une force de friction plus grande.

Le maintien des pièces mobiles dans des enceintes pressurisées étanches, est donc nécessaire.

Si ce n'est pas possibles (ex: antennes contre rotatifs mécaniques), les lubrifiants utilisés doivent avoir un faible taux d'évaporation ou de sublimation.

#### - Effets du rayonnement solaire:

Les rayonnements dans l'U.V. dont le spectre s'étend de 100 à 1000 Å, produisent des ionisations dans les matériaux; elles se traduisent par une augmentation de la conductivité des isolants, et des modifications des coefficients d'absorptivité et d'émissivité des revêtements thermo-optiques.

Ces effets sont importants sur les cellules solaires, dont les rendements baissent au cours du temps (30%) pour les cellules au silicium, et 11% pour les cellules au sulfure de cadmium au bout de 5 ans).

D'autre part, aux longueurs d'ondes supérieures à 1000 Å, les solides peuvent être excités; les polymères sont décolorés et leurs propriétés mécaniques sont affaiblies.

#### - Effets des météorites:

A l'attitude des satellites stationnaires, l'impact des météorites crée une érosion des matériaux d'environ 1 Å par an. (elle est de 200 Å aux basses altitudes). Les impacts créent une perforation des tôles trop minces, ce qui peut être désastreux pour la survie des satellites.

#### - Effets des particules cosmiques:

Soumis à des particules chargées, les métaux et les semi-conducteurs subissent des excitations des niveaux électroniques des atomes; les plastiques sont mêmes ionisés; quant aux isolants minéraux, ils subissent les deux effets.

#### II-5-4: Environnement avant la mise à poste:

La mise à poste, autrement dit la mise en position et en attitude opérationnelle du satellite est précédée par deux phases; au cours desquelles l'environnement s'écarte quelque peu de celui qui a été décrit plus haut (c'est à dire pour un satellite stationnaire).



-La phase de lancement jusqu'à l'injection sur orbite de transfert d'une durée de quelques minutes.

-La phase de transfert pendant laquelle le satellite décrit des orbites elliptiques 350-36000 km. Elle dure quelques dizaines d'heures .

-Environnement en orbite de transfert :

Stabilisé par rotation, le satellite a une configuration différente de sa configuration opérationnelle (moteur d'apogée plein, panneaux solaires et antennes repliées, ...) ce qui a été décrit plus haut est applicable, avec cependant deux différences :

- Les effets thermiques dépendent de la présence de la terre éclipse toutes les cinq heures, rayonnement propre et albedo.

- Au périgée, la traînée atmosphérique n'est pas négligeable; le freinage se traduit par un abaissement de l'apogée.

-Environnement pendant le lancement:

L'échauffement de la coiffe qui protège le satellite, des échauffements aérodynamiques au cours de la traversée des couches denses de l'atmosphère, a un effet négligeable sur le satellite.

Les actions les plus importantes sont les chocs et les vibrations communiquées, par le lanceur lors des allumages des moteurs et au cours des phases propulsées (effet POGO); vibrations longitudinales et transversales ( fig:20).

Les tableaux ci-dessous donnent des exemples de niveaux vibrations sinusoidales et aléatoires pour un lancement par la fusée THOR - DELTA [17]

Axe	Fréquence (Hz)	Niveaux (Amplitude)	Taux de variation
Longitudinal	5-9	+ 1,5	4 octaves/mn
	9-35	+ 2,9	
	95-250	+ 1,5	
	250-400	+ 2,5	
	400-2000	+ 5	
Latéral	5-250	+ 1	4 octaves/mn
	250-400	+ 2	
	400-2000	+ 5	

Tableau. 5: Niveau en vol des vibrations sinusoïdales pour un lancement par THOR-DELTA.

Axe	Fréquence (Hz)	Niveau ( $g^2/Hz$ )	Durée
Longitudinal et les deux axes latéraux	20 - 150	0,01	2 minutes selon chaque axe
	150 - 300	3dB/octave	
	300 - 2000	0,02	

Tableau. 6: Niveau en vol des vibrations aléatoires pour lancement par THOR-DELTA



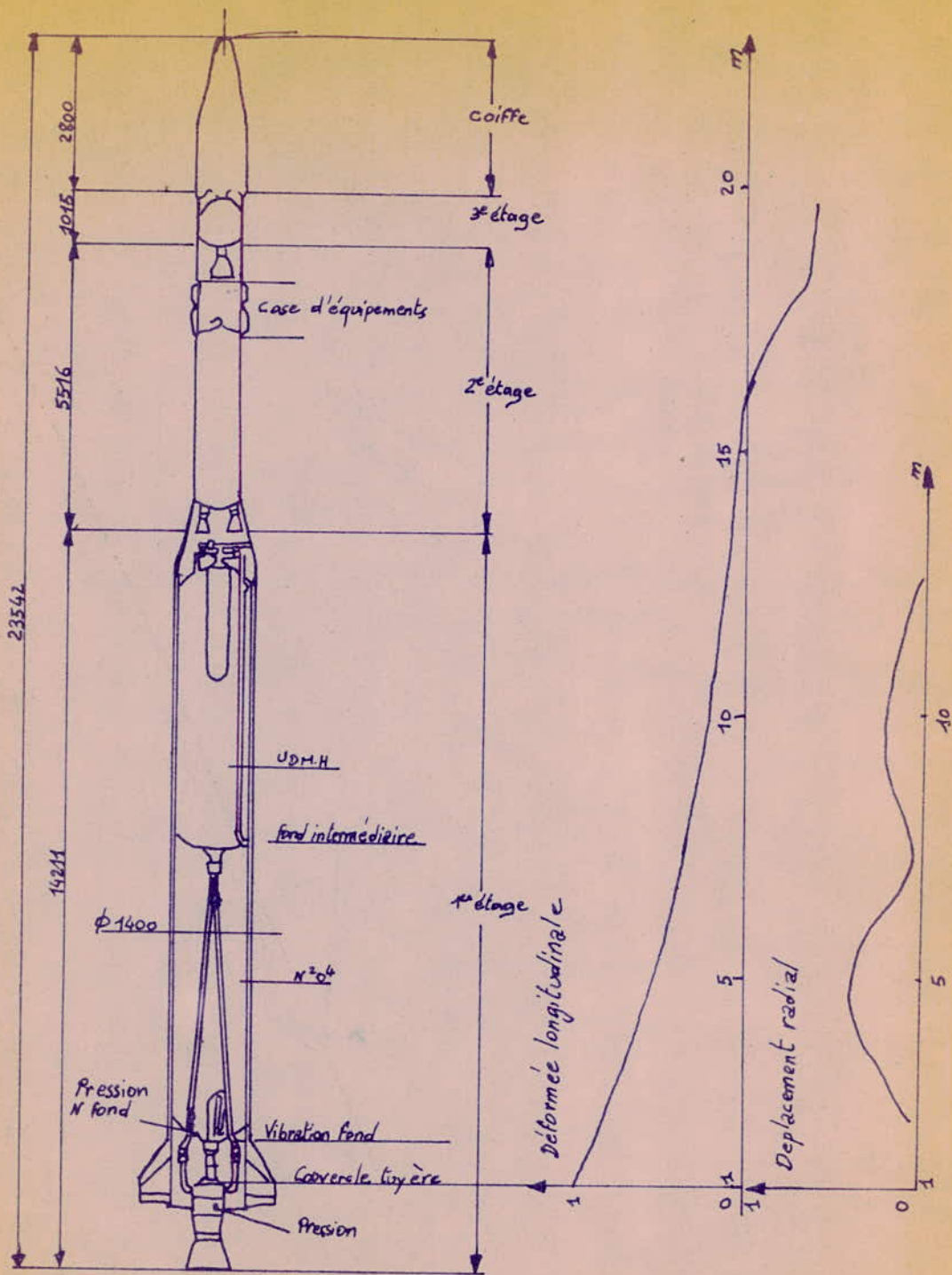


Fig 20/a Deformée longitudinale et radiale

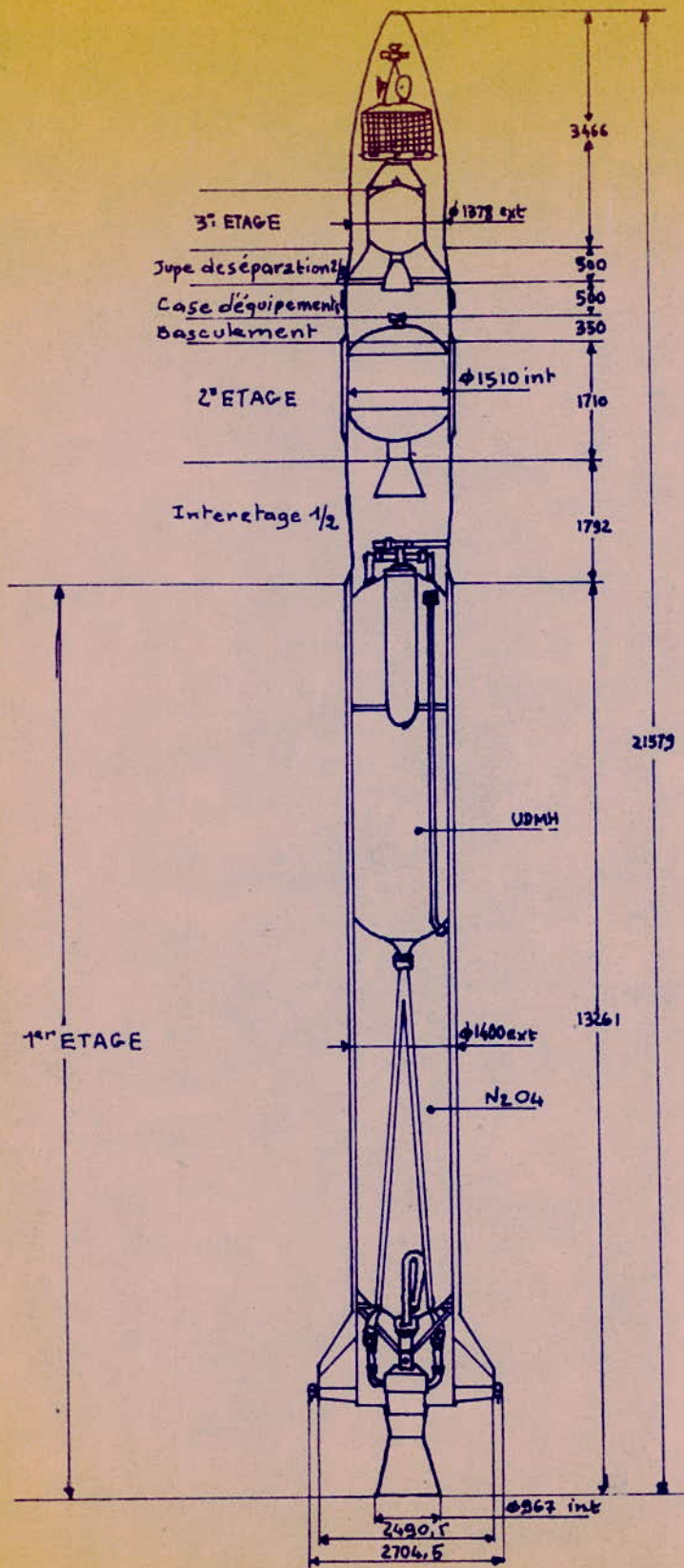


Fig 20/b Diam 2n t B.P.4.



## II-6: MISE EN ORBITE - LANCEURS:

Au cours des opérations de mise en place, le satellite doit jouer un rôle très important dont la réussite conditionne la mise en oeuvre du système.

Les fonctions particulières à satisfaire sont présentées dans ce chapitre. D'autre part, comme la circulation de l'orbite s'obtient par une impulsion de vitesse fournie à cet apogée par un moteur généralement intégré au satellite: "le moteur d'apogée" (kick motor). Celui-ci sera présenté dans la deuxième partie de notre étude et qui concerne le satellite lui-même.

Nous donnerons en premier lieu, quelques caractéristiques de lanceurs, à titre indicatif.

### II-6-1: Lanceurs:

#### Lanceurs américains:

Les caractéristiques de ces lanceurs sont données par le tableau:

TYPE	ETAGES	MASSA (T)	ERGOLS	POUSSEES (T)	DIAMETRE DE LA COLIFFE (m)
THOR DELTA	1- THOR	68	Kérosène/oxygène	77	2,4
	2- DELTA		UDMH/NO <sub>3</sub> H	3,5	
	3- ALTAIR		Solide	2,7	
ATLAS-AGENA	1- ATLAS (2 modules)	125	Kérosène/oxygène	177	1,5
	2- AGENA		UDMH/NO <sub>3</sub> H	7,3	
ATLAS-CENTAUR	1- ATLAS (2 modules)	132	Kérosène/oxygène	177	3
	2- CENTAUR (2 modules)		Hydrogène + oxygène	14	
TITAN-III - C	0-BOOSTERS	600	Solide	910	9
	1- (2 modules)		Aérozine/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	195	
	2-(1 module)		Aérozine/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	45	
	3-(2 modules)		UDMH / N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	7,3	

U D M H et N<sub>2</sub> H<sub>4</sub> (hydrozine)

Les performances et les coûts de ces lanceurs sont donnés par:

LANCEURS	Masse utile 200 km circulaire (Cap - Kennedy) (tonnes)	Masse utile 24h équatoriale (Cap- Kennedy) (kg)	Prix en millions de francs (lancement compris)
Scout	0,15		5
Thor Agena D	0,725		32,5
T.A.T: Agena D	1,135		40
Thor Delta DSV 3 C	0,410	30	13,75
Thor Delta DSV 3 D	0,500	39	15,5
Thor Delta DSV 3 E	0,580	100	17,5
Thor Delta DSV 3 L	1,2	180	21,35
Thor Delta DSV 3 M	1,3	200	27,5
Atlas D	1,4		22,5
Atlas Agena D	2,25	350	39,0
Atlas Centaur	4,6	900	80
Titan III A	2,80		63,5
Titan III B	3	450	50
Titan III C	11	1000	100
Titan III D	12	2000	126-150
Titan IIIX centaur	13	4000	125-150
Saturn I	11		85
Saturn I B	18	1000	100
Saturn IB Centaur	15,2	2300	200-250
Saturn V	125	27000	700

#### Lanceurs Européens:

Le lanceur **ARIANE** (L.III S) est le seul lanceur après l'abandon des projets **EUROPA 2** et **EUROPA 3**. Destiné à placer des satellites de 750 kg en orbite géostationnaire ou des satellites de 2500 kg en orbite terrestre basse vers 1982; ce lanceur à une masse totale de 202,5 tonnes avec sa charge utile et mesure 48 m de hauteur.

Le premier étage a un diamètre de 3,8 m et les deux autres 2,6 m. La coiffe a un diamètre utile de 3 m et une hauteur de 8,60 m. Elle peut abriter un satellite du type "INTELSAT IV".

ETAGES	MASSE EN TONNES	ERGOLS ( MASSE EN TONNES)
1 - L.140	153	UDMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> (140)
2 - L. 33	37,4	UDMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> ( 33)
3 - H. 8	9,9	Hydrogène/Oxygène ( 8)

Tab.7: Caractéristiques principales du lanceur **ARIANE**.



## II-6-2: Mise en Orbite:

### 1°) Principe: (fig.21)

La mise en orbite est l'opération qui doit placer le satellite sur une orbite circulaire équatoriale à une altitude de 35 800 kms, par l'intermédiaire d'une orbite dite de transfert, qui a un apogée à la même altitude (35 800 kms).

Le moteur d'apogée, nous fournit à l'apogée une impulsion de vitesse, qui va permettre la circulation de l'orbite.

Afin d'éviter les perturbations des orbites successives, par freinage atmosphérique aux basses altitudes; l'altitude du périégée doit être au minimum égale à 250 Kilomètres. En général elle est de 300 kms.

Le but, des opérations de lancement à partir du sol, est d'amener le satellite (moteur d'apogée plein) au périégée de l'orbite de transfert avec la vitesse suffisante, soit: 10.150 m/s.

### 2°) Opérations de mise en orbite:

Pour un satellite stationnaire, ces opérations se décomposent en trois phases.

#### - La phase de lancement:

Elle va jusqu'à l'injection au périégée de l'orbite de transfert. Elle est réalisée par un lanceur à plusieurs étages. Les fonctions qui doivent être assurées, sont schématiquement les suivantes:

- \* Monter en altitude pour atteindre l'altitude de périégée.
- \* Assurer un basculement de façon que le dernier étage assurant l'injection au périégée soit horizontal.
- \* Larguer la coiffe qui protège le satellite lors de la traversée des couches denses de l'atmosphère.
- \* Mettre l'ensemble, "dernier étage - satellite" en rotation de façon à lui donner la stabilisation gyroscopique suffisante.
- \* Allumer le dernier étage pour que la fin de sa combustion ait lieu dans le plan de l'équateur (périégée de l'orbite de transfert)

#### - La phase de transfert:

Au cours de laquelle les fonctions à assurer sont:

- \* La trajectographie
- \* La mesure d'attitude du satellite
- \* L'orientation correcte de l'axe de rotation.

#### - Allumage du moteur d'apogée:

Après action du moteur d'apogée, le centre de masse du satellite est animé d'un mouvement circulaire à 36.000 km d'altitude dans le plan de l'équateur.

Il est stabilisé par rotation autour de son axe principal d'inertie.

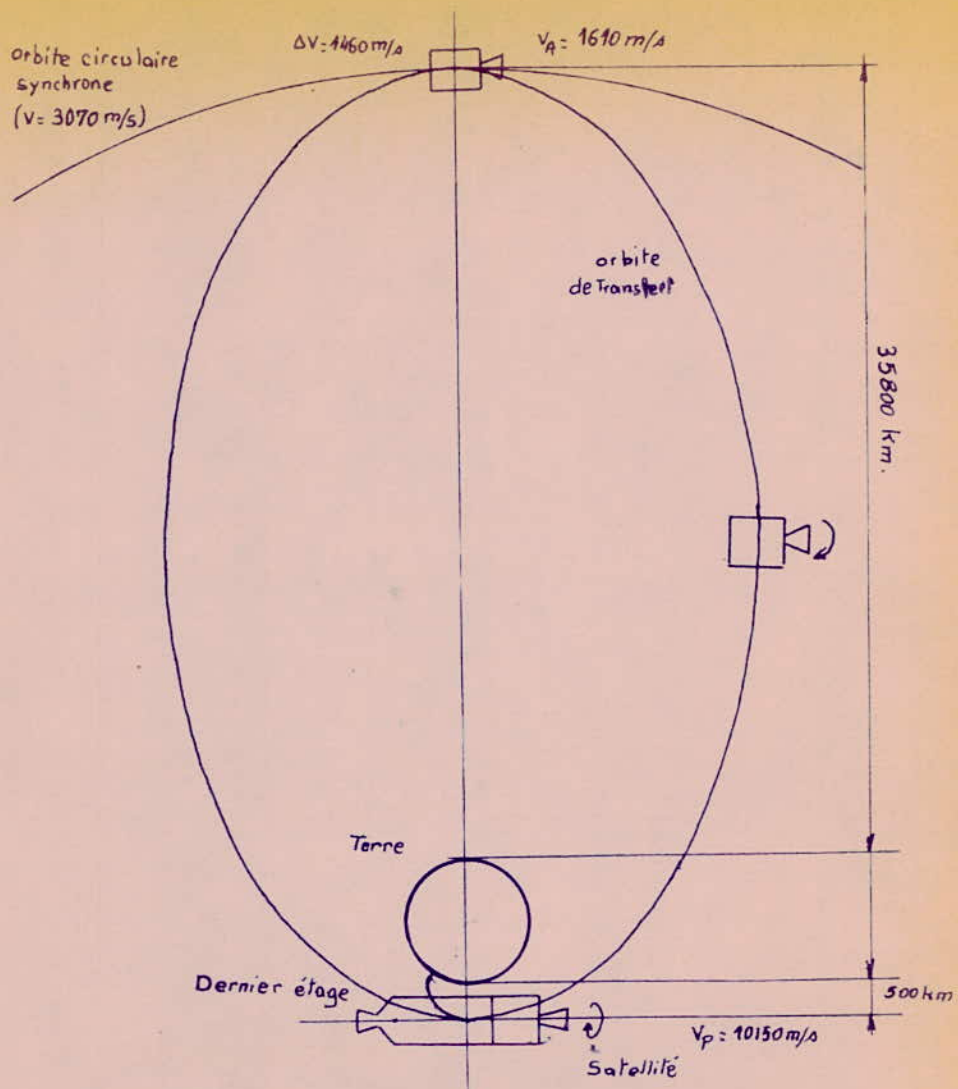
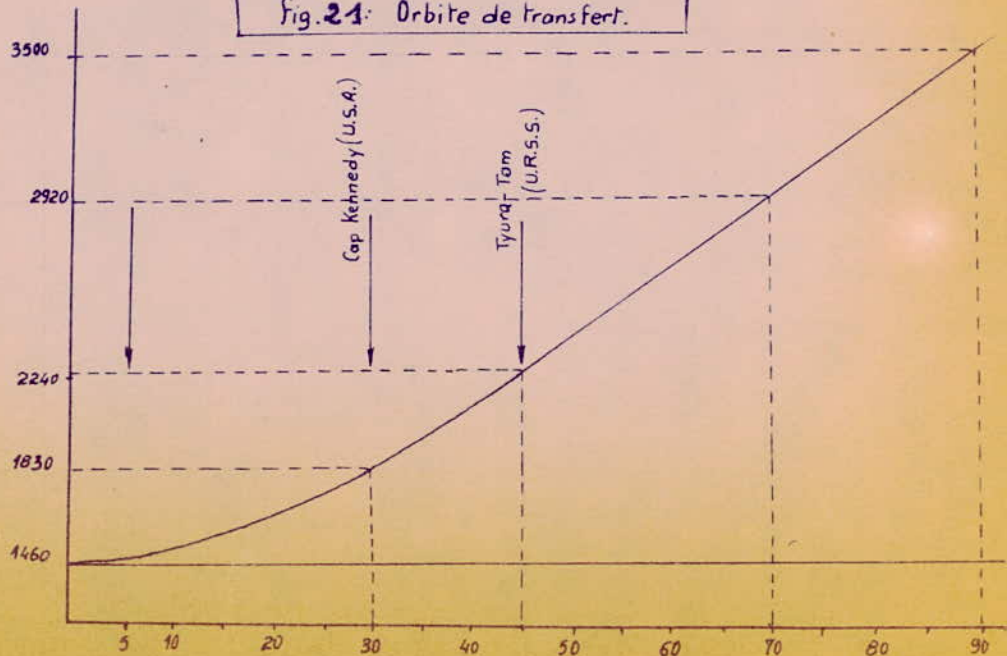


Fig. 21: Orbite de transfert.

fig. ... Impulsion de vitesse de circularisation et de correction d'inclinaison  $\Delta v$  en fonction de la latitude de la base de lancement (inclinaison  $i$  de l'orbite).





### 3°) Opération de mise à porte - acquisition:

Ces opérations ont un double but:

- D'une part, parfaire l'obtention de l'orbite stationnaire compte tenu des dispersions des caractéristiques des moteurs utilisés au cours des opérations précédentes.

- D'autre part, amener le satellite, animé d'un mouvement de rotation autour de son axe principal faisant un angle  $i$  avec le plan de l'équateur, à son attitude nominale: c'est l'opération d'acquisition.

Ces manoeuvres, se font à l'aide de détecteurs d'attitude, d'un système de téléméasures, d'un système de télécommande et de micro-moteur.

Pour un satellite stabilisé par rotation, la manoeuvre la plus importante, amène l'axe de rotation dans une direction perpendiculaire à l'orbite. Cette manoeuvre se fait par action des micro-moteurs de maintien en attitude.

### 4°) Equipements des satellites pendant la mise en orbite et la mise à poste:

Toutes les opérations, allant jusqu'à la séparation du dernier étage du lanceur après injection du satellite au périégée de l'orbite de transfert sont commandées à partir du lanceur. Le satellite est donc "livré":

- Stabilisé par rotation (par exemple 120 trs/mn) autour de son axe principal d'inertie généralement voisin du plan de l'orbite.

- Moteur d'apogée plein.

- Organes de servitude sous tension, l'énergie étant fournie par des accumulateurs et les cellules solaires.

### 5°) Correction d'inclinaison:

Pour obtenir une orbite stationnaire, il faudrait que la base de lancement soit dans le plan de l'équateur.

S'il n'en est pas ainsi, que se passe-t-il ?

#### Inclinaison minimale:

Pour une base de lancement située à la latitude  $l$ , l'inclinaison minimale  $i$  de l'orbite, est égale à la latitude  $l$ .

M: point d'injection

$l$ : latitude de M

$\alpha$ : angle de tir avec l'EST

$i$ : inclinaison

$v$ : vitesse en M.

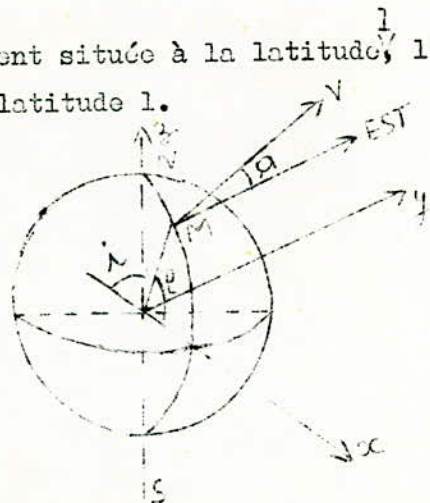


Fig: 22 - Inclinaison de l'orbite.

Soit M (fig.22) le point d'injection à vitesse  $v$  à la verticale de la base de lancement. Les composantes des vecteurs unitaires portés par OM et  $v$  sont:

$$\left\{ \begin{array}{l} \cos i \\ 0 \\ \sin i \end{array} \right. \quad \text{et} \quad \left\{ \begin{array}{l} ? \\ \cos a \\ ? \end{array} \right.$$

Le vecteur unitaire porté par  $\overrightarrow{OM} \wedge \overrightarrow{V}$  à donc pour composante selon oz:

$$\cos i = \cos a \cdot \cos l \quad (2-37)$$

$i$  est donc supérieur ou égal à  $l$ .

Exemple: Pour un tir à partir de Cap Kennedy (latitude  $28^\circ$ ) l'orbite ne peut être inclinée à moins de  $28^\circ$ .

Pour un tir de la base Kourou en Guyane (latitude  $5,3$  degrés) l'inclinaison ne peut être inférieure à  $5,3$  degrés.

Ces inclinaisons minimales sont obtenues pour un tir vers l'EST ( $a = 0$ ) qui, par ailleurs, bénéficie au mieux de la rotation terrestre.

#### Méthodes de correction:

La correction d'inclinaison, c'est à dire le passage du plan de l'orbite de transfert au plan de l'équateur (fig.23a) nécessite à l'un des noeuds de l'orbite, une impulsion de vitesse telle que le vecteur vitesse résultant soit dans le plan de l'équateur (fig.23/b).

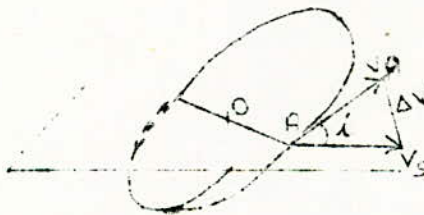


Fig.23-a: impulsion de vitesse aux noeuds.

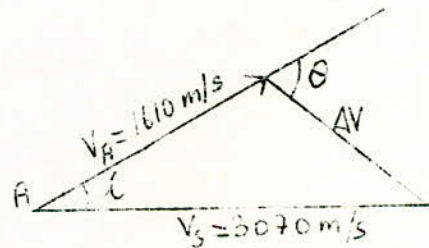


Fig.23-b: Composition des vecteurs vitesse (plan perpendiculaire à AO).

L'impulsion de vitesse  $\Delta V$  à appliquer, pour une inclinaison donnée, augmente avec la vitesse du satellite.

L'opération de correction sera d'autant plus économique que cette vitesse sera faible. La Correction sera donc effectuée à l'apogée de l'orbite de transfert en même temps que la circularisation.

Il faut pour cela:

- Que la ligne périégée-apogée (ligne des apsides) soit dans le plan de l'équateur, c'est à dire que l'extinction du dernier étage du lanceur (périégée) se fasse à la traversée du plan de l'équateur.

- Que le satellite, qui dans toutes ces opérations est stabilisé par rotation, ait, dans le plan perpendiculaire à la verticale locale, une direction correcte  $\theta$  par rapport à son vecteur vitesse, le moteur d'apogée ayant son



axe de poussée confondu avec l'axe de rotation du satellite.

Comme  $V_S \approx 2 V_A$ , la figure 32.b montre que  $\theta \approx 2i$ . pour Cap Kennedy  $\theta \approx 56^\circ$ , et pour la Guyane de  $10^\circ$ .

L'impulsion de vitesse à appliquer, est égale à:

$$\Delta V = (\sqrt{12,17 - 9,92 \cos i}) \text{ km/s.}$$

Sur la figure 33 est tracée la courbe représentative de  $\Delta V$  en fonction de  $i$ . Pour  $i > 70^\circ$ , la correction d'inclinaison exige une impulsion supérieure à celle qui est nécessaire à la circularisation.

Le tableau 8 montre l'influence de la latitude de la base de lancement, en prenant l'exemple du satellite Symphonie; prévu initialement pour être lancé par EUROPA II.


	KOUROU (FRANCE)	CAP KENNEDY ( U S A )	TYURA-T AM ( U R S S )
Latitude	5° 3	28°	45°
DV (n/s)	1473	1840	2240
Masse propergol (kg)	145	160	180
Perte par rapport à KOUROU (kg)	0	15	35
Masse utile	200	185	165

Tab.8: Influences de la latitude de la base de lancement.

#### 6°) Coût de la mise en orbite:

Le tableau sur les caract et coût des lanceurs américains permet de dresser le tableau sur le coût de la mise en orbite (les coûts de recherche et de développement n'étant pas amortis).

COUT	COUT (FRANC) DE MISE EN ORBITE DU KILOGRAMME		LANCEUR CORRESPONDANT			
	Orbite base (200 km)	Orbite Stationnaire (36.000 km)	Type	PERFORMANCES		Coût ( MF ) 1970
				200 km	36 000 km	
Moyen	10 000	100 000	TITAN III C	11 T	1 T	100
Minimal	5 000	25 000	SATURN V	125 T	27 T	700
Maximal	35 000	450 000	THOR DELTA DS V. 3C	410 kg	30 kg	14

—  H A P I T R E . III . —  
 .....  
 .....

ORGANISATION            DU            SATELLITE

---

	Pages
III-1 / INTRODUCTION .....	1
III-2 / SOUS SYSTEMES .....	1
III-2-1: Sous-système controle thermique .....	"3
III-2-2: Moteur d'apogée .....	3
-Impulsion de vitesse .....	3
-Masse de propergol nécessaire .....	4
-Impulsion spécifique .....	4
III-2-3: Maintien en attitude .....	5
1°. Procédés de stabilisation .....	6
- Stabilisation passive .....	6
- Stabilisation active .....	6
2°. Stabilisation par rotation .....	6
3°. Equipement de maintien en attitude .....	8
-Organes détecteurs .....	8
. détecteurs solaires .....	8
. détecteurs d'horizons .....	9
CHAINE	
-Chaine de maintien en attitude .....	10
-Organes moteurs .....	10
4°. Stabilisation par gradient de gravité .....	10
III-2-4: Sous système maintien en position .....	11
- Masse de propulsif nécessaire .....	11
- Utilisation des moteurs de maintien	
en attitude .....	12
- Conséquences de la standardisation des	
micromoteurs .....	13
- Chaine de commande de maintien en position.	14



III-2-5: Alimentation .....	15
1) Sources d'énergie envisageables .....	15
- Energie nucléaire .....	15
- Energie chimique .....	16
a. Piles à combustibles .....	16
b. accumulateurs électrochimiques .....	16
- Energie solaire .....	16
2) Panneaux solaires .....	18
- TIROS I .....	19
- INTELSAT IV .....	19
III-2-6: Télécommande et télémétrie .....	22
1) Télécommande .....	22
2) Télémétrie .....	22

§§§§§§§§§§§§§§§§§§  
 §§§§§§§§§§§§

## CHAPITRE III /

### ORGANISATION DU SATELLITE

#### III-1. INTRODUCTION :

L'organisation d'un satellite résulte directement de trois considérations.

1°) Des caractéristiques de la mission de télécommunications :  
Energie électromagnétique reçue et rayonnée dans des angles solides définis par les zones de couverture sur terre.

2°) Des effets du milieu extérieur

3°) Des conditions de mise en orbite liées au lanceur utilisé et à la procédure choisie.

Le deuxième point a été examiné au sous-chapitre environnement ; le troisième au sous-chapitre relatif à la mise en orbite et lanceurs.

#### III-2. SOUS-SYSTEMES :

Le satellite peut être décomposé en sous-systèmes ou "sub-systèmes" figures 24 et 25 aux fonctions, en principe bien individualisées. Une liste type de sous-systèmes classés dans l'ordre dans lequel ils apparaissent lors de l'analyse de la mission est donnée dans le tableau 9. Les fonctions à assurer et les caractéristiques les plus marquantes y sont indiquées. Trois caractéristiques communes ne sont pas mentionnées, mais elles sont essentielles.

- . Masse minimale
- . Consommation minimale
- . Haute fiabilité.

L'ordre de ce tableau ne sera pas respecté dans notre étude. Nous nous bornerons à présenter dans un premier temps plus ou moins brièvement les sous-systèmes autres que (1) et (2) ; et ceux-ci suivant la priorité et l'intérêt qu'offre chaque sous-système ; que nous avons jugé être le plus logique.

Puis en définitif, nous nous étendrons sur les sous-systèmes Antennes et Répéteurs.



TABLEAU 9 : LES SOUS-SYSTEMES D'UN SATELLITE

SOUS-SYSTEMES	FONCTIONS	CARACTERISTIQUES ESSENTIELLES
Moteur d'apogée	Obtenir l'orbitestationnaire	Impulsion de vitesse
Antennes	capter et rayonner l'énergie électromagnétique	Ouverture
Répéteur	Amplifier les signaux reçus, changer de fréquence	Puissance délivrée Rendement Fidélité
Maintien en attitude	Maintien les antennes correctement pointées vers la terre	Précision de stabilisation
Maintien en position	Simplifier la poursuite du satellite par les stations au sol.	Précision
Alimentation	Fournir l'énergie nécessaire	Puissance délivrée Rendement
Télémesureet télécommande	Assurer les transferts d'informations entre le satellite et le sol autresque ceux de la mission télécommunication	Débit d'information
Structure	Supporter et associer les constituants du satellite Résister au lancement.	Résistance au lancement
Contrôle thermique	Maintenir les constituants du satellite dans une gamme convenable T°	

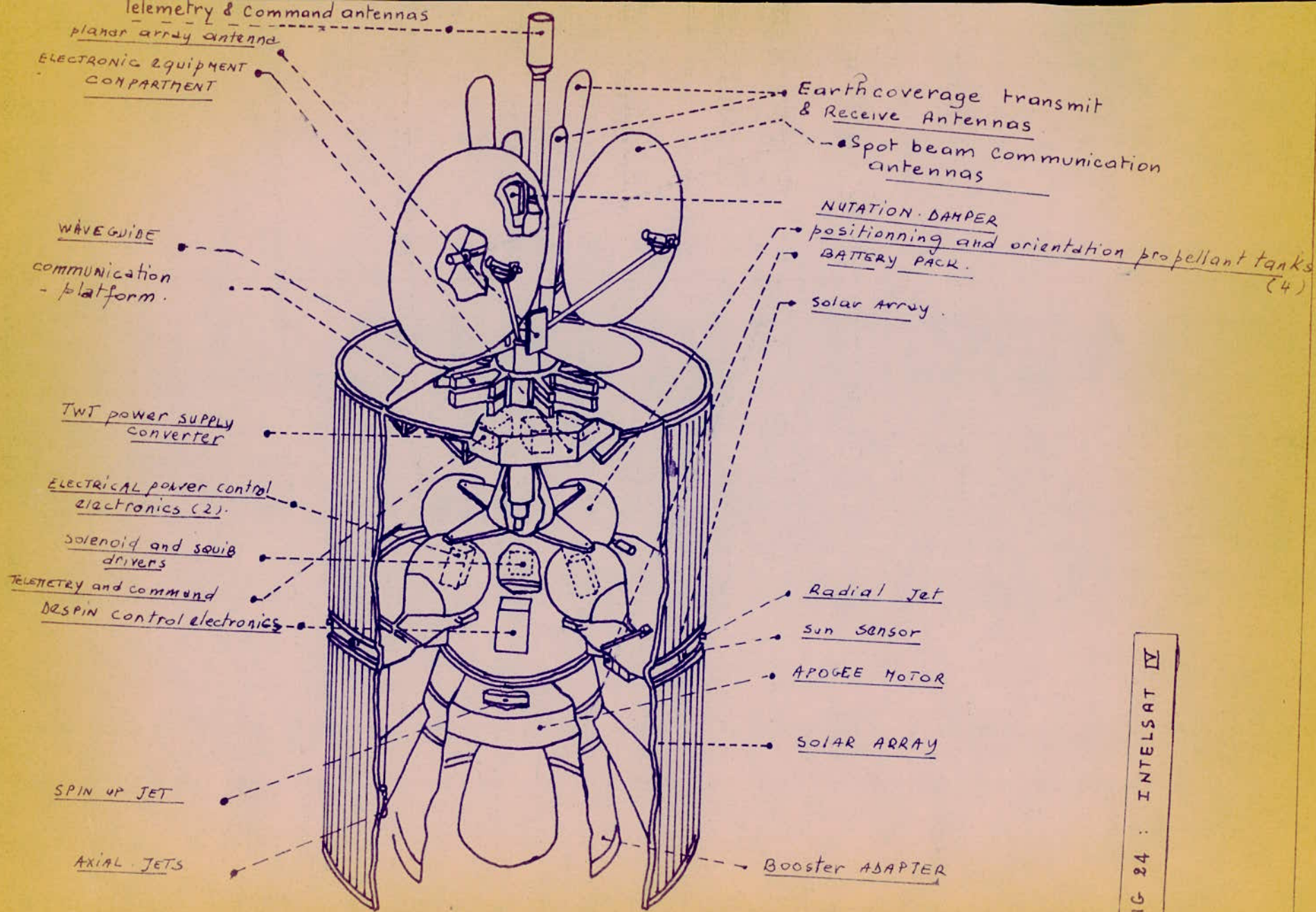


FIG 24 : INTELSAT IV



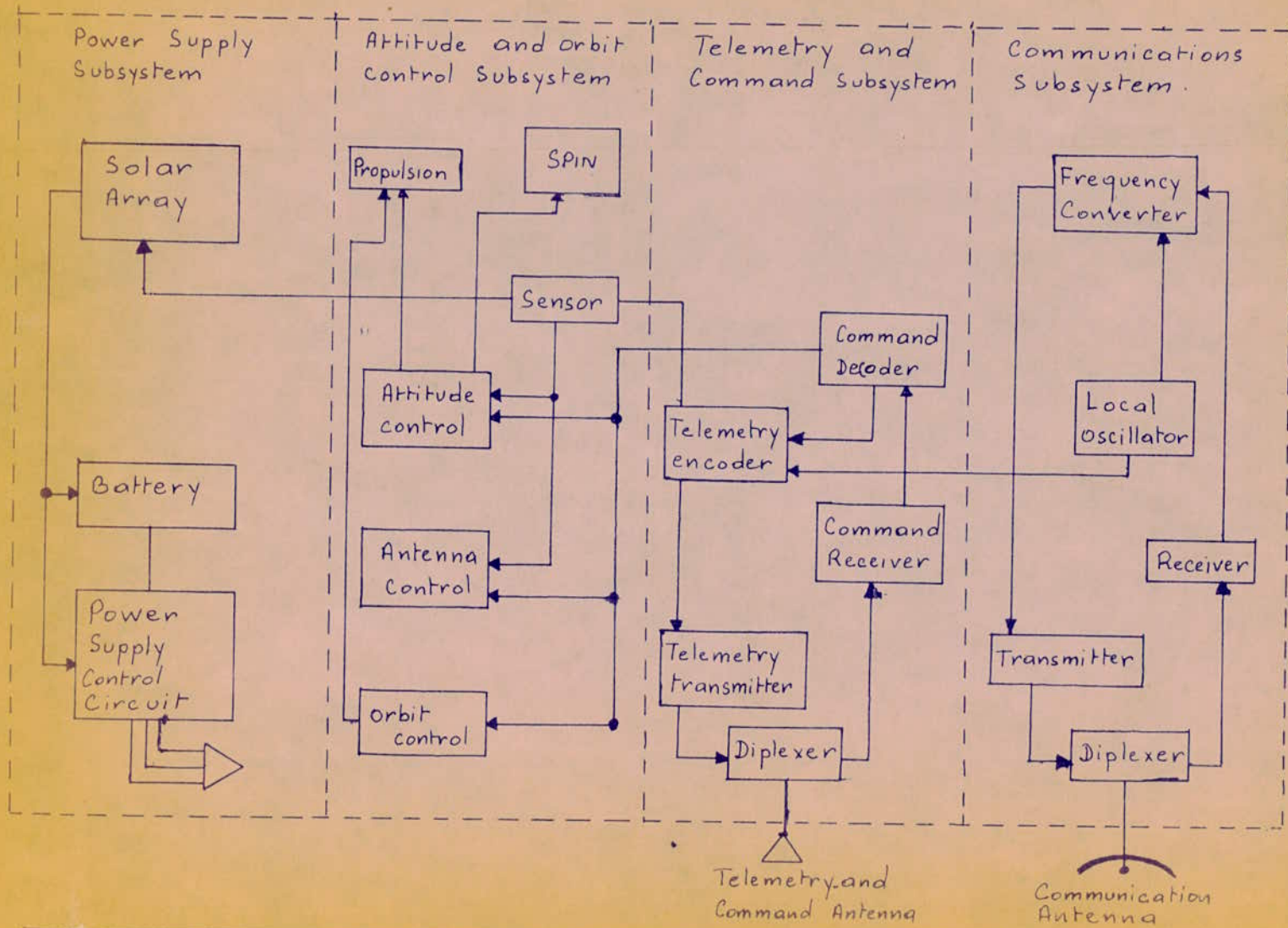


FIG. 25: Configuration de satellite de communication.

### III-2-1 SOUS-SYSTEME CONTROLE THERMIQUE :

C'est l'un des problèmes les plus délicats d'une part et les plus complexes d'autre part.

Pour cela, un modèle thermique est défini :

Le satellite est décomposé en un certain nombre de masses thermiques aussi isothermes que possible (que l'on appelle aussi noeuds) caractérisés par :

- leurs conductances thermiques
- leurs facteurs d'échanges radiatifs entre-elles
- leur facteur de vue vers l'espace.

Aussi l'étude de ce modèle permet de définir le "S.S.C.T." qui est l'ensemble des éléments du satellite visant à maintenir les températures des différents constituants dans les limites compatibles avec leur bon fonctionnement. On distingue le contrôle thermique actif et le contrôle thermique passif.

C.T.A. : Consiste à modifier les propriétés thermo-optiques de certaines surfaces en déplaçant devant elles des caches ayant des propriétés différentes ; la commande est effectuée lorsque les températures mesurées en certains points du satellite dépassent des seuils critiques.

Le contrôle est dit semi-actif lorsque la commande résulte seulement de dilatations sous l'effet du rayonnement reçu.

C.T.P. : Aucune énergie n'est utilisée pour assurer sa fonction. Il consiste à combiner judicieusement les revêtements thermo-optiques.

### III-2-2. MOTEUR D'APOGEE :

Le moteur d'apogée "Kick-motor" est caractérisée par l'impulsion de vitesse qu'il doit fournir

Impulsion de vitesse :

La relation ;  $V_p^3 = \frac{2K}{r} - \frac{K}{a}$  permet de calculer les

vitesse au périhélie et à l'apogée.

Où K, est la constante d'attraction de la terre

$$K = 398603 \text{ km}^2/\text{s}^2$$

. r, est la distance radiale du centre de la terre au point considéré de l'ellipse animé de la vitesse V.

. a, est le demi-grand axe de l'ellipse, figure -21

Pour un périhélie à 300 km



au périhélie  $r = 6\,700\text{ km}$   
 à l'apogée  $r = 42\,200\text{ km}$

$V_p = 10\,150\text{ m/s}$   
 $V_a = 1\,610\text{ m/s}$

L'impulsion que le moteur d'apogée doit fournir, est :

$$\Delta V = 1\,460\text{ m/s} \quad (3-1)$$

Masse de propergol nécessaire :

Au temps  $t$ , la masse du satellite est  $M$ . Au temps  $(t+dt)$  animé de la vitesse  $V$ , le satellite a perdu une masse  $(-dm)$  et a accru sa vitesse de  $dV$ . Ceci est exprimé par :

$$M \cdot dV = -w \cdot dM \quad (3-2)$$

$w$  étant la vitesse d'éjection de la masse  $dM$  par rapport au satellite.

En intégrant de l'instant  $t_0$  à  $t_1$  avec :

$M + m$  : masse du satellite au temps  $t_0$

$M$  : masse du satellite au temps  $t_1$

Il vient  $\Delta V = w \log \frac{M+m}{M} = 2,3 w \log \frac{M+m}{M}$

$$\Delta V = 2,3 w \log \left( 1 + \frac{m}{M} \right) \quad (3-3)$$

$M$  étant la masse du satellite ; moteur d'apogée vide.

Impulsion spécifique :  $I_{sp}$

L'impulsion spécifique caractérise normalement les propergols. On doit donc, exprimer  $w$ , en fonction de  $I_{sp}$  dans la relation (3-3)

$I_{sp}$ , est l'impulsion appliquée au satellite pendant  $dt$  (soit  $Fdt$ , si  $F$  est la poussée) par unité de poids  $g \cdot dm$  de propergol, qui sera consommé pendant  $dt$ .

Soit

$$I_{sp} = \frac{F \cdot dt}{g \cdot dm} = \frac{F}{g \cdot \frac{dm}{dt}} \quad (3-4)$$

comme,  $\frac{dm}{dt}$  est le débit masse de propergol éjecté  $\rho$  :

$$I_{sp} = \frac{F}{\rho \cdot g}$$

On peut écrire,  $Mdv = -w dM$  sous la forme

$$M \cdot \frac{dV}{dt} = w \frac{dM}{dt} = F$$

soit donc :  $F = w \cdot \rho \Rightarrow w = \frac{F}{\rho}$

Il vient alors :

$$I_{sp} = \frac{w}{g}$$

Isp a les dimensions d'un temps et s'exprime en seconde.

En prenant  $g = 10m/s^2$ , on passe facilement de Isp à w et on utilise l'expression :

$$\Delta V = 23 I_{sp} \cdot \log \left( 1 + \frac{m}{M} \right) \quad (3-5)$$

Le temps de fonctionnement dépend du niveau de poussée choisi d'après (3-4)

Les moteurs d'apogée utilisent des propulsifs comme la poudre (Isp = 275), l'hydrazine (Isp = 230), le biérgol-aérozine/ $N_2O_4$

(Isp = 300), l'eau oxygénée (Isp = 170).

### III-2-3. MAINTIEN EN ATTITUDE

(attitude-control sub.system)

Le rôle principal de ce sous-système, est de pointer correctement l'antenne du satellite, vers le centre de la terre ou vers un point fixe sur terre (couverture restreinte).

Ce rôle, assure deux fonctions :

a) Une fonction pilotage :

Elle consiste à faire tourner le faisceau d'antenne d'un tour par 24 heures (soit 0,25 °/mn)

b) Une fonction de stabilisation :

Sous l'effet des forces perturbatrices, il y a dépointage des antennes ; donc cette fonction consiste à corriger ce dépointage

Le processus général, est le suivant : fig. 26

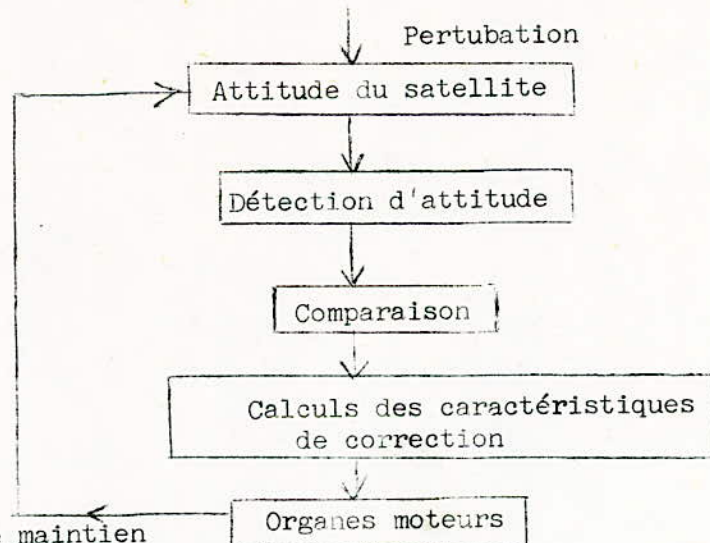


fig. 26 : Chaînes de maintien en attitude



- mesure d'attitude du satellite à l'aide de détecteurs
- comparaison des résultats de ces mesures à des valeurs de référence
- calcul des caractéristiques de correction
- exécution des corrections à l'aide d'organes moteurs montés à bord du satellite

#### 1°) Procédés de stabilisation :

On les classe généralement en deux catégories :

##### Stabilisation passive :

Elle utilise un champ de forces extérieur, en donnant au satellite des caractéristiques, telle qu'il existe une position d'équilibre stable correspondant à l'attitude désirée, aucune énergie n'est nécessaire pour y maintenir le satellite.

Les champs de forces, que l'on peut utiliser (pour un satellite stationnaire) sont les champs de forces que l'on a considéré comme champs perturbateurs, autrement dit, le champ de gravité terrestre, le champ magnétique terrestre et la pression de radiation solaire.

Cependant, les forces sont **trop** faibles pour permettre une stabilisation suffisamment précise.

(la stabilisation par gradient de gravité a cependant fait l'objet d'essais aux ETATS-UNIS : (expérience DODGE)

##### Stabilisation active

Cette forme de stabilisation, nécessite une chaîne d'asservissement donc, l'emploi d'organes de détection, et d'organes moteurs (fig 26) Il y a donc consommation d'énergie.

Les deux principaux types sont la stabilisation rotation et la stabilisation par roue d'inertie.

Dans le système "INTELSAT IV" ; le premier type est utilisé. Nous ne donnerons donc, comme exemple de stabilisation active que ce type de stabilisation. Ensuite, nous citerons un exemple de stabilisation passive.

#### 2°) Stabilisation par rotation (Spin-stabilisation)

Le satellite est animé d'un mouvement de rotation rapide, à 120 tr/minute par exemple, autour d'un de ses axes principaux d'inertie dans des conditions semblables à celles d'une toupiegyroscopique. c'est un procédé simple qui bénéficie des propriétés du **gyroscope** mais qui a l'inconvénient, soit de conduire à une antenne à diagramme, de rayonnement de révolution et donc de faible gain, soit de nécessiter une contre-rotation (fig 27) qui fait appel à des technologies délicates (Despun control system). Notamment, ce procédé est très utilisé.

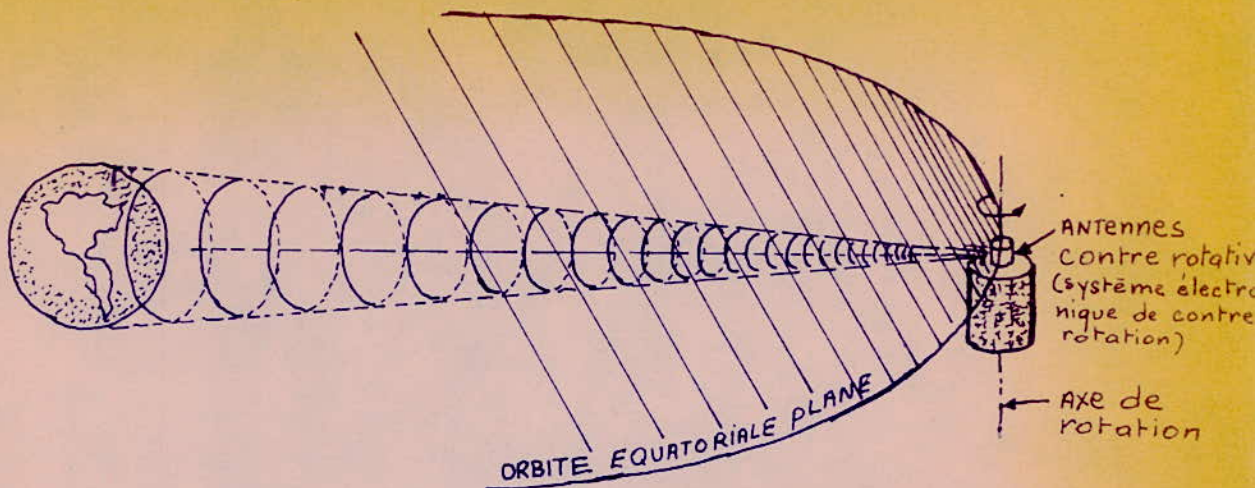
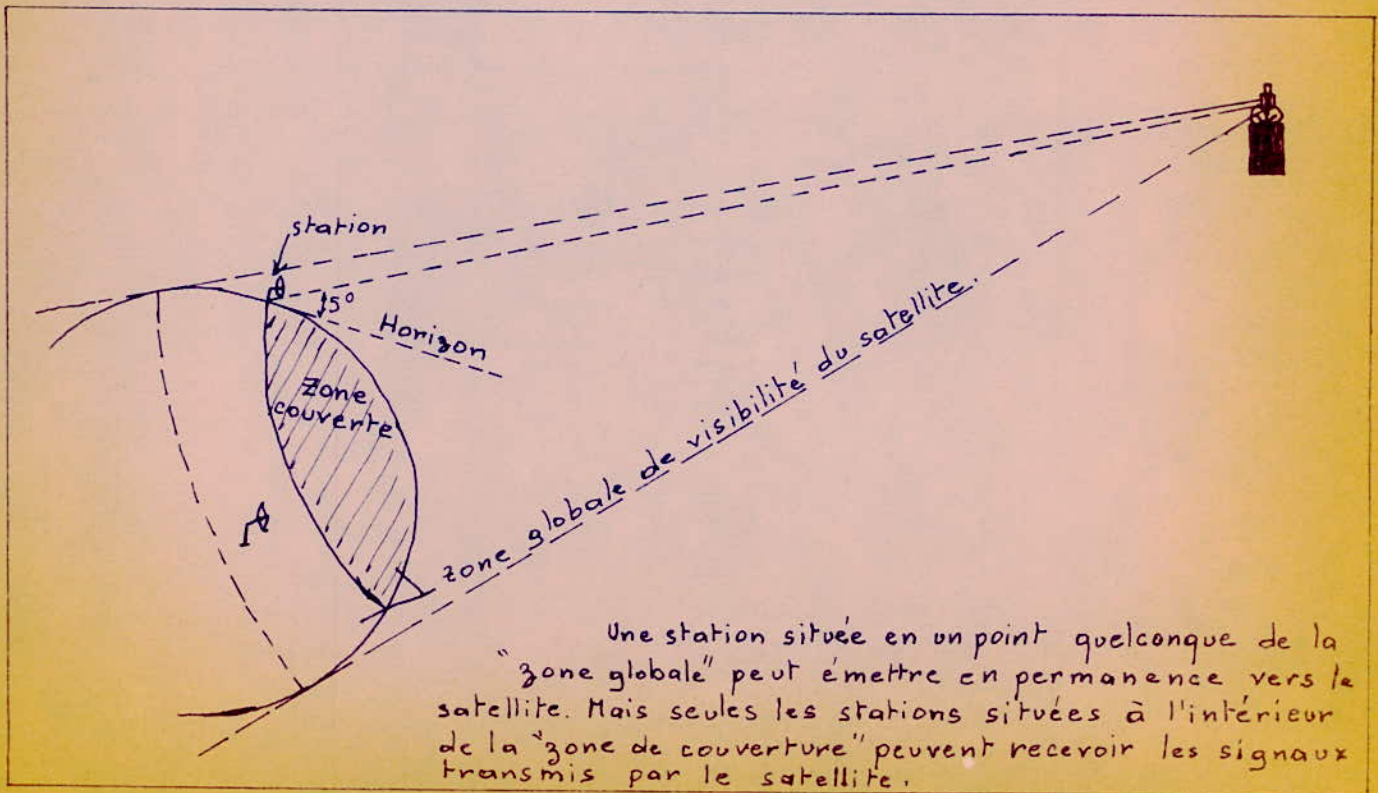


FIG: 27: Stabilisation par rotation - antennes contre-rotatives constamment dirigées vers la Terre.





D'autre part, il est utilisé dans tous les cas pendant la phase de transfert et de mise à poste du satellite, comme nous l'avons vu au chapitre "mise en orbite".

Ce qui est important à retenir, est que le satellite est de révolution autour de l'axe de plus grande inertie qui est dit axe de rotation.

L'antenne n'est pas solidaire au corps du satellite ; elle est montée sur une plate-forme qui a un mouvement de rotation égale et contraire à la rotation du satellite (DESPUN ENTENNAS).

Pour un satellite, stationnaire, l'axe de rotation est toujours parallèle à l'axe de rotation terrestre.

$H = Iw$ , étant l'expression du moment cinétique ; en l'absence de couple perturbateur.

où  $I$  = moment d'inertie par rapport à l'axe de rotation

$w$  = vitesse de rotation

$H$  conserve une direction fixe par rapport à un repert absolu. Il apparait de petites oscillations de l'axe de rotation ; autour de la direction du moment cinétique  $H$  ; lors de la mise en rotation.

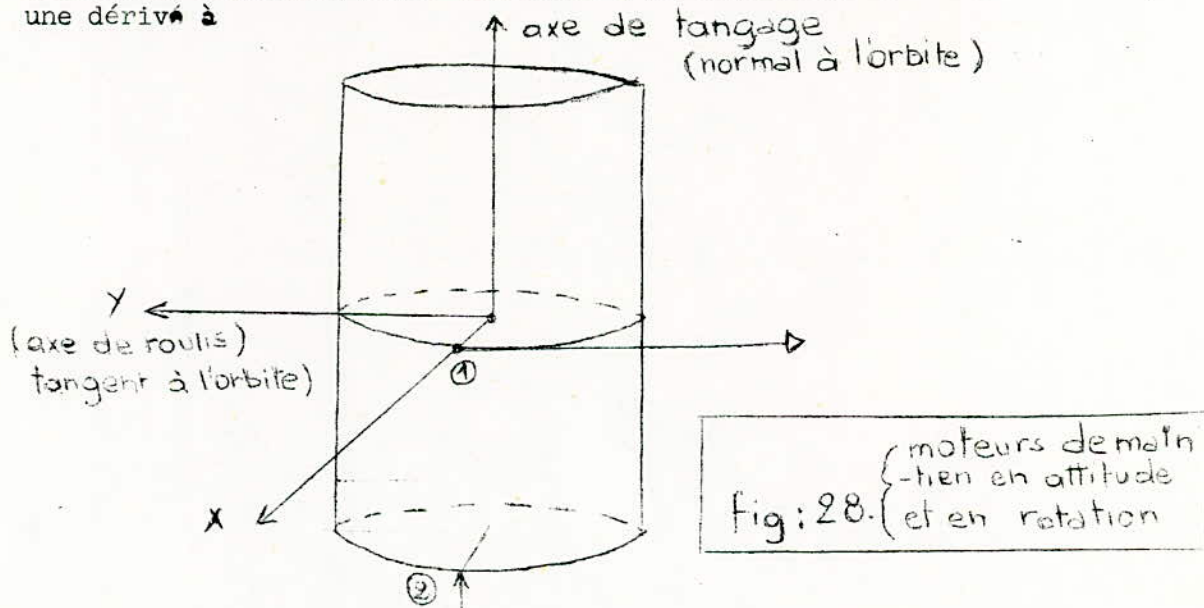
Ces oscillations devront être amorties, par dissipation interne d'énergie cinétique (amortisseur de nutation : "Nutation DAMPER")

Les couples perturbateurs, produisent deux effets :

Ils diminuent la vitesse propre de rotation autour de l'axe stabilisé ; et dépointent par conséquent cet axe.

Ainsi, la vitesse de rotation est entretenue, en appliquant périodiquement des jets de gaz : tuyère n°1, fig 28 ; par conséquent ; le dépointage est ainsi corrigé.

Tant que la composante du couple perturbateur  $C_p$ , perpendiculaire à l'axe de rotation, reste constante ; le dépointage se traduit alors par une dérivée à



- ①. entretien en rotation.
- ②. correction d'attitude.

vitesse constante  $n = C_p / I$ , autour de l'axe du couple  $C_p$ .

La correction consistera à appliquer un couple qui annulera la dérive.

Le couple est appliqué périodiquement dès que le dépointage atteint un écart maximal toléré. Pour cela, un micropopulseur monté en (2) suffit. Il fonctionne par impulsion, en synchronisme avec la vitesse de rotation du satellite.

### I-EQUIPEMENTS DE MAINTIEN EN ATTITUDE :

On distingue :

- les organes détecteurs
- la chaîne de pilotage
- les organes moteurs.

#### Organes détecteurs :

Ils mesurent l'attitude du satellite ; c'est-à-dire l'angle que fait l'axe de rotation du satellite avec la ligne des pôles. Elle se fait à l'aide de deux senseurs terrestres et d'un senseur solaire fixe/au sat.

Leur caractéristique essentielle est la pression.

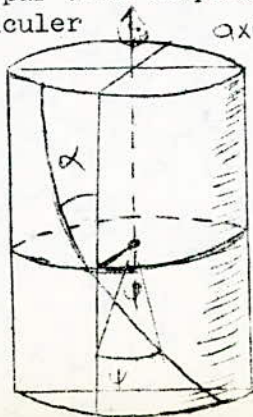
Les détecteurs les plus utilisés sont les détecteurs solaires et les détecteurs d'horizon terrestre.

#### Détecteur solaire : "SUN-SENSOR" :

C'est un détecteur photovoltaïque, qui produit donc un courant lorsqu'il est éclairé par le soleil. L'intensité de ce courant est liée à la direction du soleil par rapport au satellite.

Le détecteur est placé derrière une fente à la périphérie du satellite, éclairée par le soleil à chaque tour du satellite.

Pour mesurer l'angle  $\alpha$ , entre l'axe de rotation du satellite et la direction du soleil, deux senseurs sont utilisés (fig 29): le premier a sa fente dans le plan de l'axe de rotation, la fente du second fait un angle  $\psi$  connu avec le premier. au temps de passage du soleil entre ces deux fentes, mesuré par deux uimpulsions de courant correspond un angle  $\varphi$  qui permet de calculer  $\alpha = \text{arctang} \frac{\varphi}{\psi}$ .



$$\boxed{\text{tg } \varphi = \frac{\text{tg } \alpha}{\text{sin } \psi}}$$

fig: 29.



### Détecteur d'horizon :

La terre entourée de son atmosphère apparaît comme un corps noir sphérique à la température de  $300^{\circ}\text{K}$  ; dans l'espace froid ( $4^{\circ}\text{K}$ )

La mesure de son rayonnement dans la bande infra-rouge d'absorption du gaz carbonique ( $14-16\mu$ ), dont l'intensité est uniforme sur toute la surface de la terre, à l'aide d'un élément sensible (bolomètre, thermo couple) permet de déterminer l'attitude du satellite.

Dans notre cas (satellite par rotation) ; les axes deux détecteurs terrestres font un angle voisin de  $7^{\circ}$  dans un plan contenant l'axe de rotation et sont symétriques par rapport à cet axe (fig. 30)

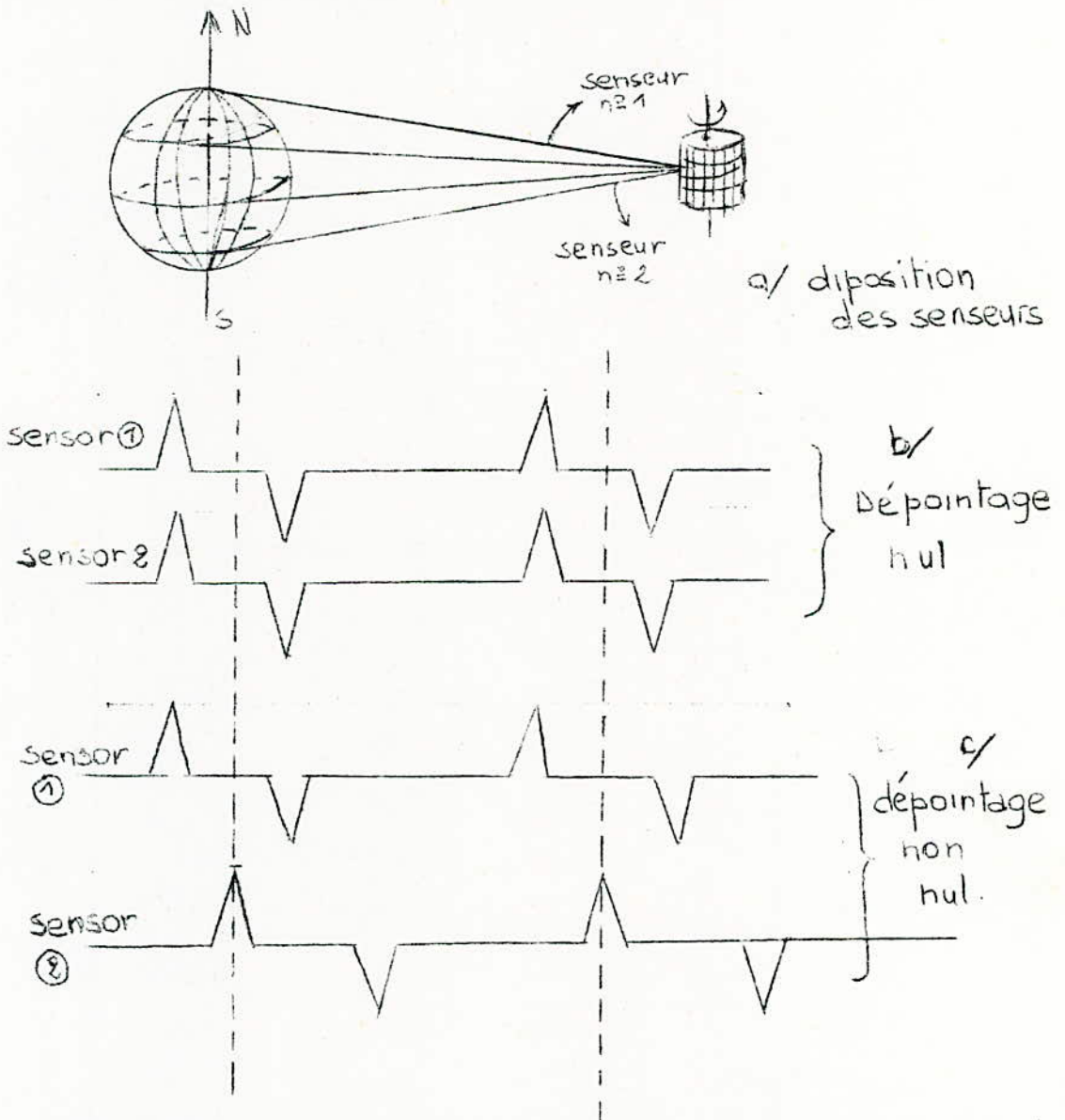


fig 30 : Détecteur d'horizon d'un satellite stabilisé par rotation

Chaque senseur terrestre produit une impulsion à l'instant où son axe optique rencontre l'horizon terrestre.

Lorsque l'axe de rotation est parallèle à l'axe Nord-Sud de la terre ; la temps entre impulsions à l'allure de la figure 30-b ; les deux senseurs délivrent des impulsions aux mêmes instants.

Lorsqu'il y a inclinaison, c'est-à-dire quand l'axe de rotation n'est plus parallèle à l'axe des pôles, les signaux délivrés par les deux senseurs ont l'allure de la figure 30-C.  
Le intervalle de ces signaux permet de mesurer le dépointage.

#### Chaîne de maintien en attitude : fig. 26

La chaîne peut être à boucle ouverte et faire intervenir des organes de comparaison et de décision installés au sol.

La chaîne utilise alors, le sous-système de et le sous-système de télécommande pour le transfert de l'information entre le satellite et le sol. Pour alléger, l'emploi de sous-système de télécommande, il faut boucler la chaîne au niveau du satellite

L'attitude du satellite n'est plus soumise au risque de commandes accidentelles ou volontaires provenant du sol. C'est ce qui a été fait sur le satellite américain Lincoln Experimental Satellite (LES) 5- (19).

#### Organes moteurs :

Les organes moteurs ("actuators") peut être :

- des micropolulseurs
- des ROUES d'inertie
- des dissipateurs d'énergie, qui sont en réalité des amortisseurs (de nutation de précision)
- des sources de moments magnétiques
- des mâts, pour gradient de gravité.

#### 4°) Stabilisation par gradient de gravité :

C'est un cas de stabilisation passive

Très utilisé sur les satellites évoluant à basse altitude lorsqu'ils ne nécessitent pas un pointage très précis, il est assez difficile à mettre en oeuvre sur les satellites stationnaires. Il y a à cela deux raisons.

- La force de gravité varie comme la carré de l'inverse de la distance au centre de la Terre. A 36 000 km d'altitude, le couple de rappel d'origine gravifique n'est suffisamment fort que si le satellite est formé de deux parties dont les centres de masse, alignés sur la ver-



ticale locale, sont suffisamment éloignés, l'un de l'autre?

- Le maintien en position du satellite nécessite des corrections qui perturbent fortement ce type de stabilisation.

### III-2-4. SOUS-SYSTEME MAINTIEN EN POSITION

On a vu dans le chapitre I, que le satellite était soumis à des perturbations qui l'écartent en longitude et en latitude de sa position nominale. Nous avons exposé d'autre part le procédé de correction. L'application des forces se fait au centre de masse du satellite, toujours comme il a été indiqué au chapitre I.

La correction en longitude, nécessite une impulsion annuelle au plus égale à 50 m/s.

La correction en longitude (fig 31) a toujours lieu dans le même sens, de même que la correction d'inclinaison, si elle est toujours effectuées au même noeud de l'orbite.

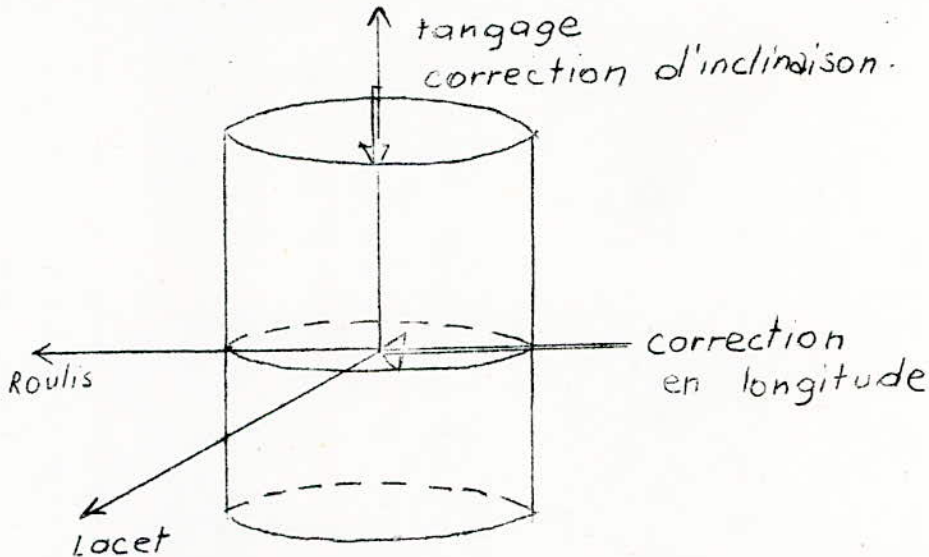


Fig. 31 Action des tuyères de maintien en position

#### Masse de propulsif nécessaire : application numérique

La masse  $m$  de propulsif (impulsion spécifique  $I_{sp}$ ) nécessaire à appliquer une impulsion de vitesse  $\Delta V$  à un satellite de masse  $M$  résulte de l'expression :

$$\Delta V = 10 I_{sp} \log \left( 1 + \frac{m}{M} \right)$$

$$\frac{m}{M} \text{ petit, } \Rightarrow \Delta V \approx 10 I_{sp} \frac{m}{M}$$

$$m = M \cdot \frac{\Delta V}{10 I_{sp}} \quad (3-6)$$

Pour un satellite de 200 Kg et un système fonctionnant à l'hydrazine (Isp = 230 s) pendant une durée de 5ans, la correction en latitude nécessite une impulsion  $\Delta V_1 = 250$  m/s et donc une masse  $m_1$  de propulsif de 21,5 Kg.

La correction en longitude pour laquelle  $\Delta V_L = 5$  m/s conduit à une masse  $m_1 = 0,5$  Kg.

A la masse totale d'hydrazine nécessaire de 21,5 Kg il faut ajouter la masse des réservoirs de la tuyauterie et des tuyères qui est de l'ordre de 5 Kg ce qui conduit en tout à 26,5 Kg soit 13 % de la masse du satellite.

#### Utilisation des moteurs de maintien en attitude :

L'application numérique précédente, suppose que les micromoteurs du sous-système de maintien en position sont indépendants de ceux du sous-système de maintien en attitude.

Afin de ne pas encourbrer le satellite et de ce fait l'alloûrdir il tout indiqué d'utiliser le même propegol et les mêmes micromoteurs pour les deux types de corrections.

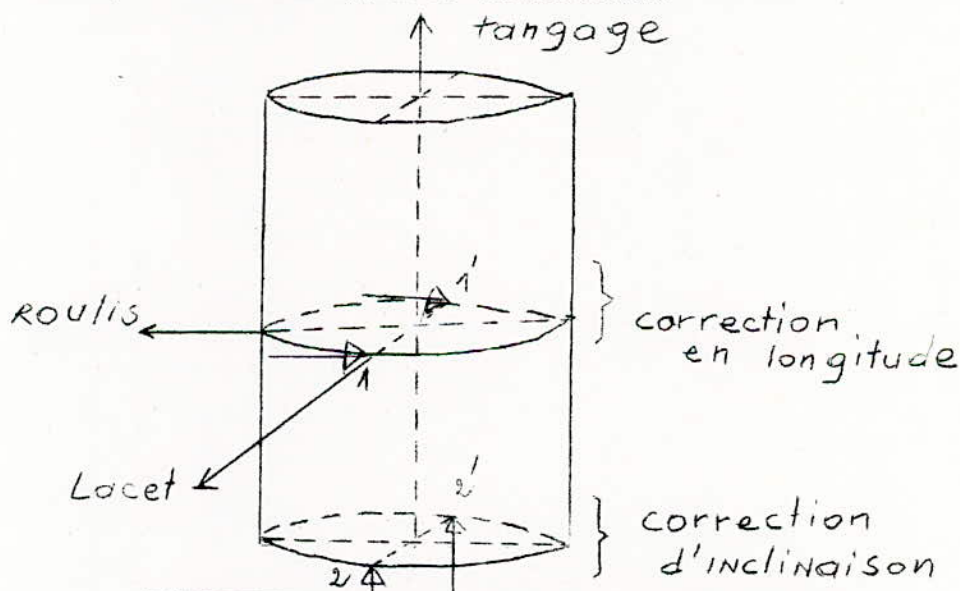


Fig. 32. satellite stabilisé par rotation

En considérant la de la figure 28, la correction en longitude résultera de la réaction de la tuyère 1 de maintien de vitesse de rotation et d'une tuyère identique 1' (fig 32) diamétralement opposée agissant dans le même sens.

La correction en latitude se fera à l'aide de la tuyère ② de la figure 28 complétée par la tuyère 2' (fig 32) diamétralement opposée et agissant dans le même sens.

Elles fonctionneront par impulsions en synchronisme avec la vitesse de rotation du satellite.



Conséquences de la standardisation des micromoteurs :

L'utilisation de micromoteurs communs entraîne les conséquences suivantes :

a) les vecteurs poussées de correction en longitude devront être dans le plan orbital et parallèle à l'axe de roulis.

b) les vecteurs poussées de correction en latitude devront être perpendiculaires au plan orbital. Une **dérive** longitudinale supplémentaire est apportée de ce fait. En effet (fig 33) la correction  $AB = \Delta V$  fera passer la vitesse nominale  $V_N = NA$  à la vitesse  $NB$  supérieure à la vitesse nominale  $NC$  corrigé.

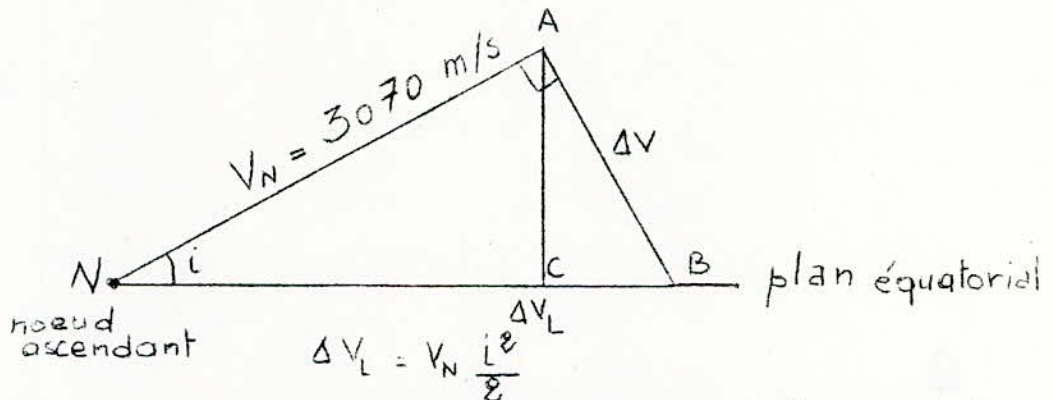


Fig 33 : impulsion de vitesse longitudinale  $\Delta V_L$  résultant de la correction d'inclinaison.

$$\Delta V_L = \frac{V_N}{\cos i} - V_N \quad \text{soit} \quad \Delta V_L = V_N \frac{i^2}{2}$$

puisque  $i$  est petit.

Il faut en tenir compte dans la correction en longitude qui suit la correction d'inclinaison.

Cet inconvénient (de vitesse longitudinale)  $\Delta V_L$  peut participer à la correction longitude en choisissant correctement le noeud de correction en fonction de la position du satellite par rapport au point le plus proche d'équilibre stable.

Chaine de commande de maintien en position :

Elle utilise pour la détection de la position du satellite une station de poursuite au sol (TT § C) t<sub>q</sub> FUCINO ; Carnarvon ; Andover)

Les ordres d'allumage des microtuyères sont donnés par la liaison de télécommande.

Comme pour les opérations de maintien en attitude, il est possible d'effectuer automatiquement ces opérations à partir de détecteurs installés sur le satellite.



### III-2-5 ALIMENTATION:

-POUR assurer le bon fonctionnement des équipements électriques portés par le satellite, il est nécessaire de disposer d'une source d'énergie capable d'alimenter ces équipements, pendant un temps très long.

-Compte tenu des limitations en masse et en volume, l'alimentation électrique d'un satellite, pose un des problèmes les plus contraignants.

-La puissance nécessaire est directement liée à la puissance électromagnétique émise: elle varie de 40Watts pour des satellites de 50 Kgs comme ceux de l'IDCSS ( puissance émise de 3 Watts ), à quelques Kilowatts pour les satellites futurs de diffusion directe des programmes de télévision ( puissance émise de l'ordre du Kilowatt ).

#### 1°/ Sources d'énergie envisageables :

- Le tableau-10, présente les différentes sources d'énergie.

- La seule source extérieure, est le rayonnement solaire. Les convertisseurs les plus utilisés sont les accumulateurs électrochimiques, et les cellules solaires. Il est envisagé d'utiliser ces dernières, jusqu'à des puissances pouvant atteindre 50 KW.

#### \_\_\_\_\_ : Energie nucléaire:

-L'énergie d'origine nucléaire, ne s'est pas encore imposée malgré les nombreux travaux menés aux U.S.A., sur les S.N.A.P (System for Nuclear Auxiliary Power ). Le rendement est de 2 à 10% pour des puissances pouvant aller de 1 Watt à 10 KWS, ceci pour l'effet thermo-électrique. Pour l'effet thermo-ionique, le rendement peut atteindre 30 % et les puissances obtenues se situent entre 1 Watt et 50KW.

#### ++: Problèmes posés par ces sources d'énergie:

- Le rendement de ces piles est d'autant plus grand que les températures d'utilisation sont élevées; d'où apparition du problème de tenue en température des matériaux constituant la pile, et des semi-conducteurs.

- D'autre part, l'utilisation d'éléments radioactifs nécessite une protection des composants électroniques embarqués; lourde et encombrante.

: Energie chimique:

a/ Piles à combustibles.

- Depuis l'année 1961, de nombreuses études ont été entreprises sur ce genre de générateurs. Les résultats obtenus ont été moins bons qu'il avait été espéré au départ : masse et volume trop importants, durée de vie trop faible.

Deux types de piles ont été développés:

++: Les piles froides-

Leur fonctionnement est à température ambiante, démarrage instantané, rendement moyen.

++: Les piles à moyenne température  $\bar{\bar{=}}$  200°C-6

Le rapport énergie/masse augmentant rapidement avec la température, (le courant dans les électrodes double par une augmentation de température de 30°C); des efforts ont été fait pour augmenter la température, mais tout de suite des problèmes sont apparus: tels que, la tenue des matériaux à la corrosion, et la dissipation thermique dans le satellite.

b/ Accumulateurs électrochimiques.

- Ces accumulateurs, sont utilisés surtout comme source secondaire (lors des éclipses). Ils sont chargés et déchargés à plusieurs reprises, tout le long de la vie du satellite.

- Les batteries les plus utilisées, sont du type NICKEL-CADMIUM. Les caractéristiques d'un élément sont les suivantes:

Energie massique : 23 Wh/Kg

Tension minimale de décharge : 1 Volt

Tension maximale de charge : 1,5 Volt

Puissance nécessaire à la charge: 0,54 W

- Le tableau II, donne les caractéristiques des différents accumulateurs électrochimiques.

          : ENERGIE SOLAIRE:

- A l'exception de quelques véhicules spatiaux tels que: GEMINI, APOLLO (module de service et station lunaire) NIMBUS II), qui sont alimentés par des piles à combustibles, embarqués à bord ou des réacteurs nucléaires; la plupart des satellites sont alimentés à partir de l'énergie solaire. PLUS particulièrement, tous les satellites de



télécommunications utilisent ce mode d'énergie.

++:Cellules solaires:

- LES cellules solaires, sont basées sur le principe de l'effet photo-voltaïque: apparition d'une tension aux bornes d'une jonction(N-P) soumise à un flux de photons.

++: Rayonnement solaire:

- Au-dessus de l'atmosphère, la puissance fournie par le Soleil est de  $1400W/M^2$ .

Quand la direction du Soleil fait un angle  $\theta$ , avec la normale à la surface de captation de l'énergie, la puissance reçue et donc le rendement, sont multipliés par le facteur  $\cos \theta$ .

++: Caractéristique d'une cellule solaire:

- Le matériau le plus utilisé dans les cellules solaires est le Silicium. La caractéristique de courant-tension en fonction de  $I_L$  de la charge du circuit dans lequel débite la cellule (Fig-34), dépend de la température: la tension délivrée baisse de 50% ,si température passe de  $27^{\circ}C$  à  $150^{\circ}C$ .

- Le rendement moyen d'une cellule solaire au-dessus de l'atmosphère ("air mass zéro") à la température de  $27^{\circ}C$ , est de 10 à 12%. Il décroît sous l'effet des radiations; il baisse de 30% en 5 ans (Fig.35). Les calculs devront par conséquent être faits, en se plaçant aux limites de la durée de vie.

- La surface d'une cellule est de l'ordre de 2 à 4  $cm^2$ .

Les cellules actuelles au Silicium sont réalisées dans une tranche monocristalline relativement épaisse. Des travaux sont en cours pour les remplacer par des cellules en couches minces (10 FOIS moins épaisses) au Sulfure de Cadmium. les avantages attendus sont les suivants:

- .. Diminution importante des coûts.
- .. Surface des cellules unitaires pouvant atteindre 100  $cm^2$
- .. Poids moindre permettant leur utilisation sur les panneaux solaires déployables des satellites de fortes puissances.
- .. Moindre sensibilité aux radiations (Fig.35)

DEUX INconvénients ; c'est que les rendements sont cependant plus faibles, (mais les 8 ou 9% seraient quand même atteints) et la température plus grande.

## 2°/ PANNEAUX SOLAIRES:

Les cellules sont associées en série et en parallèle, pour délivrer une tension de quelques dizaines de Volts (27.V)

Leur rigidité et la leur régulation thermique nécessite qu'elles soient très bien collées sur les panneaux.

La masse est de  $5\text{Kg}/\text{m}^2$  pour des cellules de  $2\text{ cm}^2$ , dont 70% correspondent aux panneaux nus. Le taux de remplissage est de 90%.

LES configurations des panneaux sont nombreuses:

+ Sur les satellites stabilisés par rotation, ils forment l'enveloppe extérieure du corps du satellite.

+ Par contre sur les satellites stabilisés trois axes, les panneaux sont repliés sur le satellite pendant la phase de lancement puis déployés pour l'utilisation normale du satellite. Dans ce cas, les panneaux peuvent être fixes ou mobiles. S'ils sont fixes par rapport au satellite qui fait un tour journalier par rapport au SOLEIL, il sera nécessaire de disposer de plusieurs panneaux de façon qu'une surface suffisante soit éclairée, quelque soit la direction du SOLEIL.

Pour cela, la solution la plus évoluée consiste à orienter en permanence les panneaux de façon à intercepter le flux maximum. Il faudra alors leur donner deux mouvements:

.Un mouvement journalier de rotation à la vitesse orbitale

.Un mouvement annuel d'amplitude  $\pm 23^\circ$ , pour suivre le mouvement apparent du SOLEIL sur l'équateur.

On a constaté qu'il est plus simple et suffisamment efficace d'utiliser des panneaux semi-orientables dont le mouvement est limité au seul mouvement journalier. Il sont alors dans un plan qui n'est perpendiculaire aux rayons solaires qu'aux équinoxes. L'énergie qui sera délivrée aux solstices sera de:

$E_s; \quad 100(1 - \cos 23^\circ) = 8\%$  inférieure à celle acquise aux équinoxes.

La structure des dispositifs utilisés (forme, dimensions, poids, puissances exigées) varie suivant les satellites considérés. Nous nous contenterons de décrire les exemples des satellites TIROS, I ET INTELSAT, IV.



—TIROS.I: Fig.36)

C'est un satellite météorologique, il a été lancé le 1<sup>er</sup> Avril 1960. Son diamètre extérieure est d'environ 95cm, sa hauteur étant de 50cm.

80% de la surface latérale de la base située du côté opposé à la Terre, sont recouverts de cellules solaires au Silicium de dimensions 1fois2cm. Soit en tout, 9120 cellules correspondants à une aire effective de 1,65m<sup>2</sup>. Les cellules sont du type (N-P), elles sont d'abord montées par cinq éléments en "bardeaux" Fig.37, qui assurent directement leur connexion en série: chaque bardeau, a un rendement supérieur à 7,5% sous 1,95 Volt à 30°C.

Sur la surface de chaque cellule, est collée avec une résine époxyde une lame de verre de 0,15mm d'épaisseur. La face interne de cette lame a été recouverte d'un dépôt réfléchissant l'ultraviolet, pour éviter l'opacification de la cellule; la face externe a reçu un dépôt doué d'un facteur d'émission élevé dans l'infrarouge, afin d'améliorer le refroidissement par rayonnement. Les bardeaux sont collés par 16 (80 CELLULES) sur des plaques de fibre de verre époxyde, préalablement munies des systèmes d'interconnexion (fils ou circuit imprimé).

L'étude des probabilités de défaillances, a conduit à utiliser un système de connexion par panneaux, représenté par la Fig. (38.a; 38.b).

En série avec chaque module, une diode au Silicium empêche la décharge des accumulateurs dans les cellules aux temps d'éclipse. Chaque module mesure 8,6 fois 19cm, et pèse 80g. Le courant fourni par un module sous une tension de 30 ± 2Volts, est de 35 ± 3mA. L'ensemble du convertisseur (panneaux, diodes et câblages), pèse 11,1Kg.

—: INTELSAT IV:

Dans le cas du satellite INTELSAT IV, la puissance nécessaire est fournie par deux panneaux cylindriques recouvrant le corps du satellite.

Le tableau ci-dessous (Tab.12), donne les caractéristiques des panneaux solaires.

Tableau.I2; caractéristiques des panneaux solaires.

PANNÉAUX SOLAIRES	
Nombre de panneaux.	2
Diamètre.	237,5 cm
Poids.	36,0 Kg
CELLULES SOLAIRES	
Type.	Silicium
Dimensions	2 fois 2 cm
Épaisseur de la lame de verre.	0,030 cm
Épaisseur nominale de la cellule.	0,033 cm
PANNÉAUX PRINCIPALE	
	2 panneaux
Nombre de modules par panneaux .	11
Nombre de bardeau par module.	10
Nombre de cellules en parallèle par bardeau.	3
Nombre de cellules en série par bardeau.	64
Nombre total de cellules par panneaux principal.	21120
PANNÉAUX DE CHARGE	
	2 panneaux
Nombre de modules par panneau	11
Nombre de bardeaux par panneau	3
Nombre de cellules par parallèle par bardeau	1
Nombre de cellules en série par bardeau	42
Nombre total de cellules par panneau de charge	1386
Nombre total de cellules par satellite	



\_ Les propriétés des cellules solaires, influent aussi sur la structure des panneaux (forme, dimensions, stabilisation des moments de rotation, etc....)

De leur côté, les conditions de fonctionnement de ces engins exigent des batteries utilisées un certain nombre de qualités qui sont:

- ++. Puissance par unité de masse élevée
- ++. Résistance aux chocs et gradient thermique
- ++. Résistance aux accélérations et vibrations
- ++. Grande fiabilité

Plus la puissance nécessaire à fournir est grande, et plus la masse du satellite devient importante. En effet, le nombre de cellules augmente, ceci implique qu'une surface plus grande des panneaux est alors nécessaire. Quant aux batteries elles seront constituées d'un nombre d'éléments plus élevé.

Nous pouvons donc à priori énoncer les différents problèmes qui se posent au sous-système "alimentation", comme suit:

- 1/ Dimensionnement des cellules solaires.
- 2/ Régulation de l'énergie reçue et conditionnement de cette énergie.
- 3/ Stockage de l'énergie.
  - a/ Choix des batteries de dimensions raisonnables
  - b/ Contrôle de surcharge des batteries
- 4/ Fiabilité des composants.

### III-2-6 : TELECOMMANDE ET TELEMESURE.

#### 1°/ TELECOMMANDE:

LE satellite, est doté d'un équipement grâce auquel, la station T.T.&.C (Tracking, Télémétry And Command) peut le télécommander. Les manœuvres ainsi réalisables sont par exemple les suivantes:

- Démarrage et arrêt des émetteurs-récepteurs de trafic.
- Déclenchement du sous-système de positionnement et orientation.
- Commande de rotation antagoniste de l'antenne de télécommunication; ceci pouvant d'ailleurs être effectué également par le système de commande automatique placé à bord du satellite.

La porteuse de télécommande est émise par la station T.T.&.C; sur une fréquence comprise entre 6155 et 6195 MHz; c'est à dire dans la bande de garde située entre les bandes des émetteurs-récepteurs de trafic.

L'antenne sur laquelle le satellite reçoit les signaux de télécommande, est omnidirectionnelle; si bien que la réception est toujours assurée, même lorsque l'antenne de télécommunication n'est pas convenablement orientée.

#### 2°/ TELEMESURE:

Ce système est étroitement lié au précédent. Il permet par exemple à la station T.T.&.C, de recevoir des renseignements/:

- Sur l'état des sources d'énergie et du matériel radio installé à bord.
- Sur l'orientation du satellite et de son antenne de télécommunication.

- Sur la réserve d'hydrazine (micropropulseurs)

Il permet également de vérifier que les signaux de commande transmis du sol, ont bien été reçus; même avant exécution des manœuvres.

Les signaux de télémétrie modulent en phase deux porteuses émises dans la bande de garde 3930-3970 MHz, située entre celles des émetteurs-récepteurs.



Ces porteuses sont émises par les T.O.P des émetteurs-  
récepteurs tout comme les signaux de trafic, et les stations terriennes  
les utilisent non seulement pour la télémétrie, mais encore en tant  
que signaux de radiophare pour la poursuite.

\_\_\_\_\_ 0000 \_\_\_\_\_

TABIEAU : 10

Sources d'énergie.
<p><u>extérieures:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- photons d'origine solaire.</li> </ul> <p><u>Intérieures:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- chaleur de transmutation des radio-isotopes.</li> <li>- chaleur des reacteurs nucléaires.</li> <li>- Énergie chimique de recombinaison.</li> </ul>



Convertisseurs d'énergie. (rendement).
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Cellules solaires (8 à 12 %).</li> <li>- éléments thermo-électriques (2 à 10 %).</li> <li>- Convertisseurs thermo-ionique (jusqu'à 30 %).</li> <li>- Accumulateurs électrochimiques</li> <li>- Piles à Combustible (jusqu'à 90 %).</li> <li>- Turbo-générateur</li> </ul>

type	Densité énergetique. Wh/kg	observations
Nickel-cadmium (Ni-Cd)	20/40	type le plus utilisé comme source secondaire. Grand nombre de cycles. Supporte les surcharges
Argent-cadmium (Ag-Cd)	50/60	utilisé comme source secondaire Amagnétique.
Oxyde de mercure (Hg-O)	60/70	utilisé comme source primaire. Supporte les hautes-temperature
Zinc-Argent (Zn-Ag)	60/100	Source primaire en general. Grande Capacité.

TABIEAU : 11

CARACTERISTIQUES des Accumulateurs électrochimiques



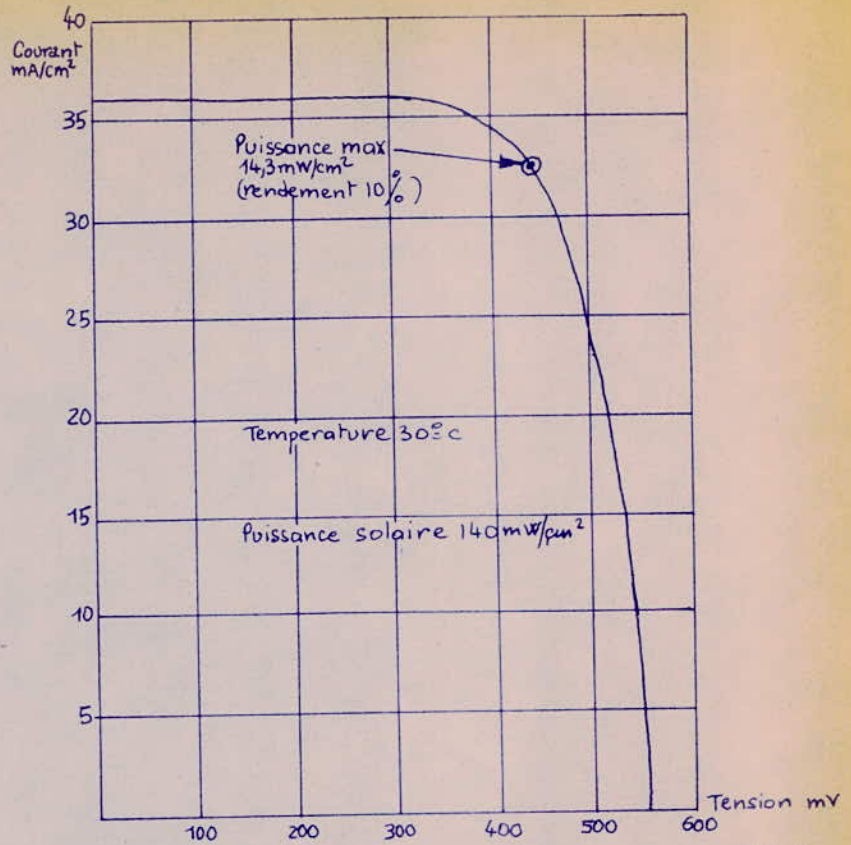


FIG 34 - Caractéristiques d'une cellule solaire au silicium.

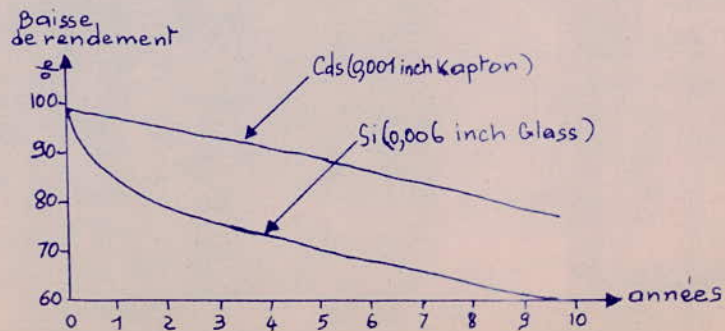


FIG 35 Dégradation du rendement des cellules solaires sous l'effet des radiations.

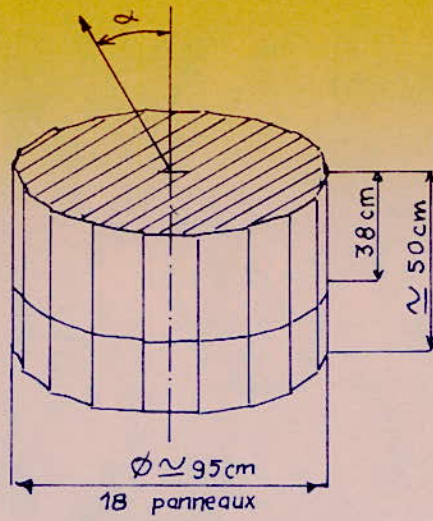


Fig. 36 Tiros I. Disposition des cellules solaires.

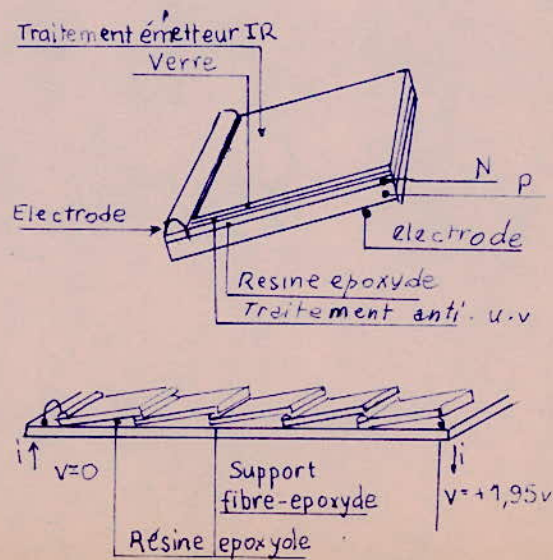


fig. 37 Tiros I. montage d'une cellule, assemblage en "bardeau"



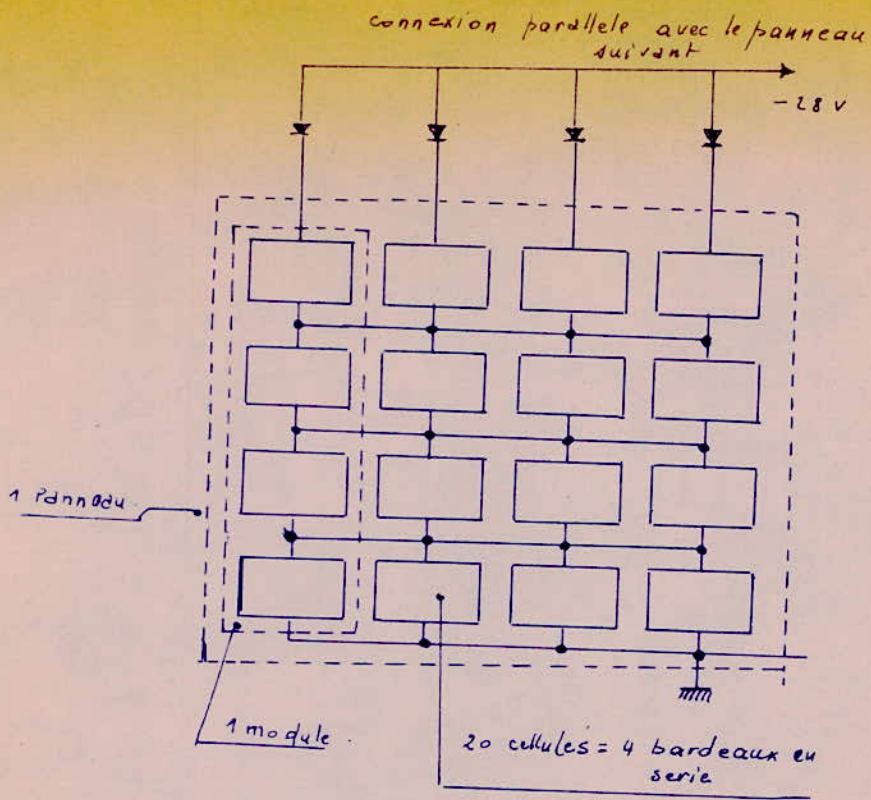
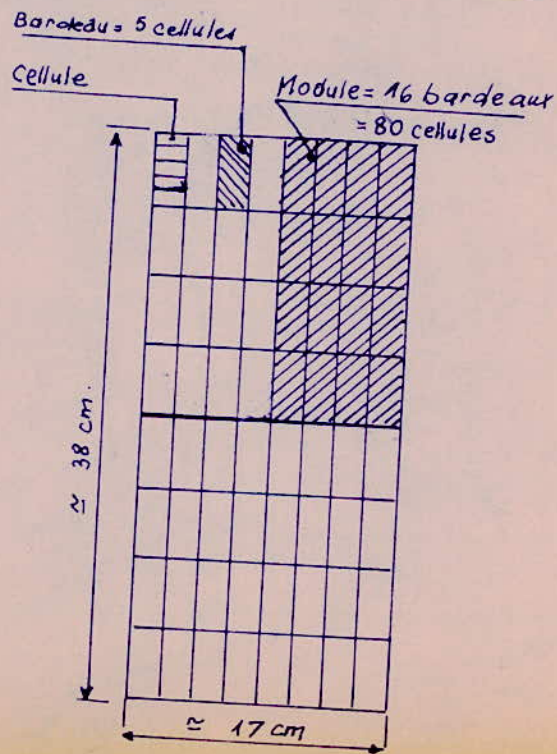


fig : 38 a TIROS I. connexion des éléments dans un panneau.



Panneau = 4 modules = 320 cellules

Figure. 38 b : TIROS I. Disposition geometrique dans un panneau lateral

II H A P I T R E . IV .

EQUIPEMENTS DE TELECOMMUNICATIONS

ANTENNES - COUVERTURE - OUVERTURE . . . . . 1

IV: GENERALITES . . . . . 2

IV-1-1: Fonctions: . . . . . 2

    -fonctions communes . . . . . 2

    -fonctions spécialisées . . . . . 2

IV-1-2: Types d'antennes. . . . . 2

    1°) INTELSAT. III. . . . . 3

    2°) INTELSAT. IV . . . . . 3

IV-2: COUVERTURE. . . . . 4

IV-2-1: Définition: . . . . . 4

IV-2-2: Couverture Globale "GLOBAL-beam" . . . . . 4

    a) couverture géométrique . . . . . 4

    b) couverture radioélectrique . . . . . 4

IV-2-3: Influence de l'instabilité de l'axe du faisceau . . . . . 6

IV-2-4: Couverture Réduite utilisation de pinceau fin . . . . . 6

    " spot - beam " . . . . . 6

    - calcul de l'ouverture d'un faisceau fin d'antenne . . . . . 7

    a) calcul de l'ouverture latérale

    b) calcul dans le plan méridien

    - Calcul du gain d'antenne du satellite . . . . . 8

        +ouverture à 3dB

        +ouverture à 5dB

    - influence de l'instabilité du faisceau d'antenne . . . . . 9

    - influence du mouvement en position du satellite . . . . . 10

    - INTELSAT IV . . . . . 12

        -Gain et Ouverture: zones couvertes

        par le satellite INTELSAT IV. . . . . 12

        - Couverture réduite . . . . . 12



IV-3: Les répéteurs. "TRANSPONDERS "	.....16
IV-3-1: Répéteur à double transposition de fréquence	....16
IV-3-2: Répéteur à transposition directe de fréquence	....17
-INTELSAT. I .	
-INTELSAT. III .	
IV-3-3: Fonctionnement d'un répéteur selon le mode dit	
" à porteuses multiples "	.....19
- Intermodulation	.....19
a) non linéarité d'amplitude	.....20
- distribution des produits d'intermodulation	
du 3 <sup>e</sup> ordre	.....23
- perte de puissance ou " back-off "	.....25
b) transformation de modulation d'amplitude en	
modulation de phase	.....27
c) diaphonie intelligible " IXTR "	.....28
IV-3-4: Exemple du satellite INTELSAT IV	.....30
Caractéristiques de chaque unité du	
bloc émetteur-récepteur	.....30
a) le récepteur	.....30
b) le multiplex d'entrée	.....33
c) le multiplex de sortie	.....34
- rapport ( G/T )	.....35
- puissance du satellite	.....35
IV-3-5: Nombre de répéteurs	.....36

—————)oooooo( —————

## CHAPITRE IV

### EQUIPEMENTS DE TELECOMMUNICATIONS

Pour assurer leur fonction de télécommunications, les satellites comportent des antennes d'émission et de réception, et des équipements électriques. Jusqu'à présent, ces équipements électroniques sont de simples amplificateurs chargeurs de fréquence que l'on désigne sous le nom de Répéteurs.

Pour les satellites INTELSAT sur lesquels est basée toute notre étude, les antennes et les divers équipements électroniques sont montés sur une plate forme qui comme nous l'avons dit est en mouvement de rotation contraire à celui du satellite, plate-forme que l'on appellera "plate forme de communications".

Cette plate-forme comporte donc les :

- antennes de réception
  - antennes d'émission
  - antennes de télémétrie qui est omnidirectionnelle
- et qui reçoit par conséquent tous les signaux issus de la terre, même quand il y a dépointage.

### ANTENNES - COUVERTURE - OUVERTURE

#### GENERALITES

Nous examinons dans ce chapitre les problèmes propres aux antennes du satellite.

Ces antennes fonctionnent dans une gamme d'onde très étendue, puisqu'elle couvre et même dépasse la portion du spectre pour laquelle l'ionosphère et l'atmosphère sont transparents (1cm à 30 cm de longueur d'onde).

L'absence totale de contraintes aérodynamiques du vol spatial autorise en effet le déploiement d'antennes de dimensions et d'allure très variées pouvant aller des dipôles les plus longs utilisables en très basse fréquence, jusqu'aux réflecteurs les plus perfectionnés fonctionnant aux hyperfréquences.

Les véritables limitations concernent la période éphémère pendant laquelle le satellite est encore dans la coiffe du lanceur (fig 20 b). Ce sont d'abord des limitations de volumes qui imposent pour les grandes antennes la nécessité d'une compression provisoire mais draconienne de leur volume. Ce sont ensuite des limitations de masse, la satellisation de chaque killogramme supplémentaire ajoutant un surcroît de prix à une opération déjà très coûteuse (voir tableau - coût des lanceurs - coût de la mise en orbite).

Par ailleurs, les antennes doivent présenter une très grande fiabilité liée à la durée de vie importante qu'on exige d'elles et à l'impossibilité de toute réparation à bord.



Cette fiabilité doit être assurée dans les conditions particulières de l'espace, c'est-à-dire dans un vide quasi-absolu pour des variations de température importantes suivant que l'antenne est au soleil ou à l'ombre, et en présence de radiations possibles.

#### IV. - ANTENNES -

##### IV-1/1 FONCTIONS :

Les fonctions des aériens, équipant les satellites, peuvent être divisées en deux grandes catégories : les fonctions de servitude communes à la plupart des satellites, et les fonctions spécialisées, liées à la mission particulière de chaque satellite.

##### Fonctions communes

Les fonctions communes à la plupart des satellites sont comme pour les engins, la localisation, la télécommande et la télémétrie.

a) La localisation, qui se limite, pour une orbite elliptique à des mesures angulaires, s'effectue le plus souvent par des mesures interférométriques de stations au sol, effectuées grâce à l'émission d'une de faible puissance à bord du satellite, fonctionnant à une fréquence comprise entre 136 et 138 MHz

- b) La télécommande (voir paragraphe) II. - )
- c) La télémétrie (télécommande et télémétrie)

##### Fonction spécialisée :

Cette fonction est la fonction de télécommunication proprement dite. L'aérien devra avoir un grand gain ; fonctionnant à la fréquence optimale du relais hertzien.

##### IV-1-2 Types d'antennes :

La conception des antennes, est étroitement liée au système de stabilisation d'attitude du satellite.

Les satellites d'INTELSAT, étant à stabilisation gyroscopique (120 tours/mn) ; on utilise ce que l'on appelle des antennes contre rotations.

Un moteur électrique fait tourner les antennes de télécommunication de façon qu'elles soient à tout instant pointées vers la terre (D.C.S.) La commande de cette rotation antagoniste est assurée par des senseurs de terre installés à bord, mais elle peut l'être aussi bien par des signaux de télécommande émis du sol.

Pour les satellites géostationnaires, la terre est vue sous un angle de  $17^{\circ} 24'$  (voir couverture).

Si l'on veut que le rayonnement atteigne tous les points de la terre en visibilité, on tiendra compte des imprécisions d'attitude du satellite. On est conduit à réaliser des antennes dont le lobe principal à 3 ou 4 dB, a une ouverture d'environ 18°. Ces antennes ont un gain dans la direction principale d'environ 20 dB. A 4 GHz leur ouverture a un diamètre de 30 à 35 cm et à 6 GHz de 20 à 25 cm.

Ces antennes peuvent donc être facilement logées sur une face du satellite. Avec de telles antennes, les points de la terre situés à la verticale du satellite reçoivent plus de puissance que ceux qui sont en bordure du disque terrestre vu du satellite et cela d'autant plus que la distance entre le satellite et la surface terrestre est plus faible. On a songé à concevoir des antennes présentant un creux de rayonnement dans l'axe, mais on ne les utilise pas en pratique, car elles nécessitent des ouvertures rayonnantes plusieurs fois plus grandes que les antennes classiques, et sont donc beaucoup plus encombrantes.

On a par contre, cherché à réaliser des antennes plus directives qui rayonnent l'énergie uniquement vers la partie de la surface terrestre vers laquelle on désire envoyer l'information. C'est en particulier le cas lorsque le satellite achemine des signaux téléphoniques.

#### 1°/INTELSAT III. :

L'antenne a un double système d'alimentation (l'un pour l'émission sur 4 GHz avec polarisation circulaire dextrorsum, l'autre pour la réception sur 6 GHz avec polarisation circulaire sinistrorsum) qui est couplée à un cornet conique (fig IV.1.) dont l'axe est parallèle à celui du satellite, -et qui se termine par une plaque de déflecteur à 45°.

L'alimentation tourne avec le satellite, alors que le cornet et la plaque sont soumis à cette rotation antagoniste.

Le faisceau soumis à cette rotation est conique ; son ouverture angulaire opérationnelle de 20,3° lui permet d'embrasser complètement la terre (17°, 24') compte-tenu d'une marge de + 1,5° pour les erreurs de pointage de l'antenne. Le gain par rapport à une antenne isotrope doit dépasser 13,5 dB à l'émission et 13,0 dB à la réception et ceci dans toute direction à l'intérieur du faisceau. Il est exigé en outre que, à la réception, ce gain ne varie pas plus de 3 dB dans tout le faisceau.

#### 2°/ INTELSAT IV. (Fig 24)

Elles comprennent deux réflecteurs orientables de 1,27 m de diamètre. Leur rayonnement permet de couvrir deux zones de 3 000 Km de diamètre telles que le côte Ouest des U.S.A. et la côte Est de l'Europe.

Ces deux réflecteurs sont destinés à ce qu'on appelle la couverture Réduite (voir paragraphe couverture IV-2°).

Un second (faisceau de 4,5° d'ouverture) jeu d'antennes redites de couverture globale (faisceau d'ouverture 17° environ) permet de couvrir tous les points visibles du globe à partir du satellite.

Donc l'un des principaux problèmes relatifs aux antennes est le souci d'avoir une couverture adéquate répondant à la desserte de plusieurs



stations situées dans une étendue à l'intérieur d'un même continent ou des stations appartenant à deux continents voisins.

## IV-2 COUVERTURE

### IV-2-1 Définition

La couverture d'un satellite est la zone délimitée sur terre par le faisceau de l'antenne émettrice du satellite.

On a deux types de couvertures :

a) selon que la couverture terrestre est la plus grande possible, alors la couverture est dite globale. "global-beam"

b) ou bien qu'elle est limitée à une zone de dimensions relativement faibles. Elle est dite couverture réduite. "spot-beam"

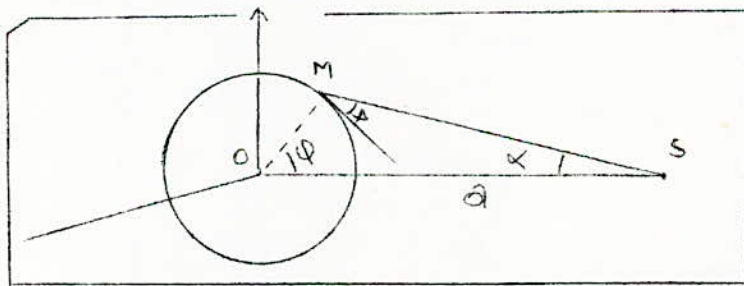
Le problème à résoudre consiste en la recherche de l'ouverture du faisceau d'antenne adéquate dans les 2 cas.

### IV-2-2 Couverture globale "global-beam"

Elle est destinée à assurer des liaisons entre des stations très éloignées.

#### a) couverture géométrique :

La couverture géométrique est limitée par la courbe terrestre le long de laquelle le cône ayant pour sommet le satellite est tangent à la terre. Ce cône a un angle au sommet de  $17^{\circ} 24' = 2\alpha$



#### b) couverture radioélectrique.

La couverture de la zone radioélectrique est définie par la courbe le long de laquelle la direction du satellite fait un angle (s) avec l'horizontale.

(s) est appelé angle de site.

Les stations qui seraient implantées sur la courbe limite de la couverture géométrique pointeraient leur antenne horizontalement.

Les notations étant celles de la figure ( ) ou a

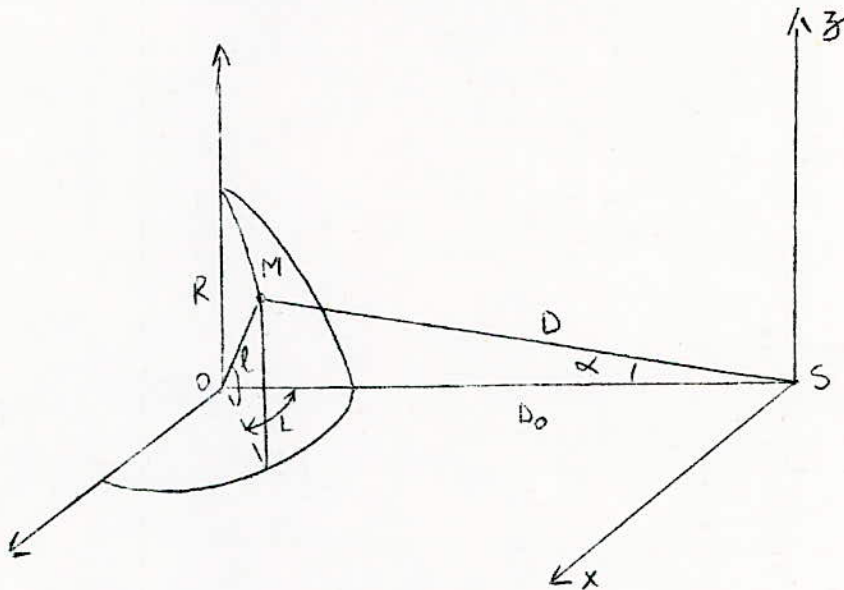
$$\alpha + \phi + \Delta = 90^\circ$$

$$\frac{\sin \alpha}{R} = \frac{\cos(\Delta)}{a}$$

$$\Delta \sin \alpha = R/a \cdot \cos(\Delta)$$

$$\cos \phi = \cos \rho \cdot \cos L$$

$$R/a = 0,151$$



En éliminant  $\phi$  et  $\alpha$  on obtient les relations entre  $l$  et  $L$  d'une part et (s) d'autre part.

Les résultats sont donnés par le tableau (1)

Les courbes à site constant en fonction de la latitude  $l$  et de la longitude  $L$  (par rapport à celle du satellite) sont données par la figure (4).

La figure (IV-2) donne l'angle  $\alpha$  que fait l'axe du faisceau de l'antenne du satellite avec la verticale



#### IV-2-3- Influence de l'Instabilité de l'axe du faisceau.

Dans tout ce qui précède, on a supposé que le satellite était parfaitement stable. C'est-à-dire que l'axe du faisceau restait constamment dirigé vers le centre de la terre. en fait il n'est pas ainsi, à cause des différentes perturbations. voir chapitre II.3.1., l'axe du faisceau accuse une certaine variation si on admet une variation maximale de la direction de l'axe du faisceau, il faut par conséquent que l'ouverture à 3 dB soit de  $(2\alpha + 2\alpha')$ .

Pour établir le bilan de liaison, il faudra se placer à la limite de la zone de couverture.

Donc, si on connaît la position des stations on choisira la position du satellite de façon à avoir le minimum de stations au voisinage des limites de cette zone de couverture.

#### IV-2-4 COUVERTURE REDUITE UTILISATION DE PINCEAU FIN SPOT-BEAM

Les 2/3 de la surface du globe sont immergés donc une couverture globale est mal adaptée à la desserte de stations implantées sur les Continents.

A titre d'exemple on peut citer le cas du satellite "Symphonie" qui utilise deux faisceaux de  $10^\circ$  d'ouverture chacun éclairant les continents de part et d'autre de l'océan atlantique.

Cependant des faisceaux encore plus étroits peuvent être nécessaires

- a) soit pour assurer des liaisons à courte distance.
- b) soit pour des télécommunications entre zones de faibles étendues dispersées en quelques points du globe.

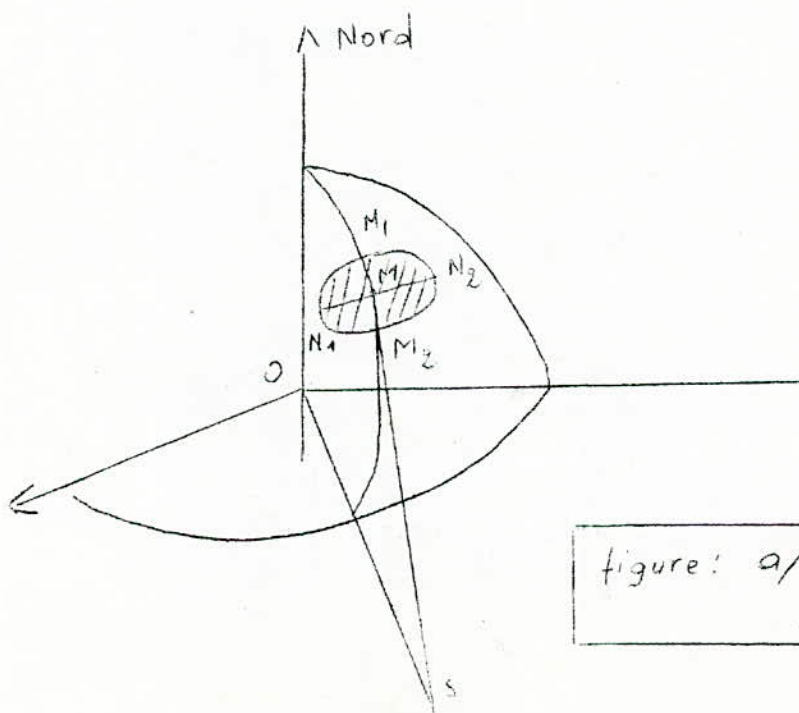


figure: a/ zone couverte  
par faisceaux fins

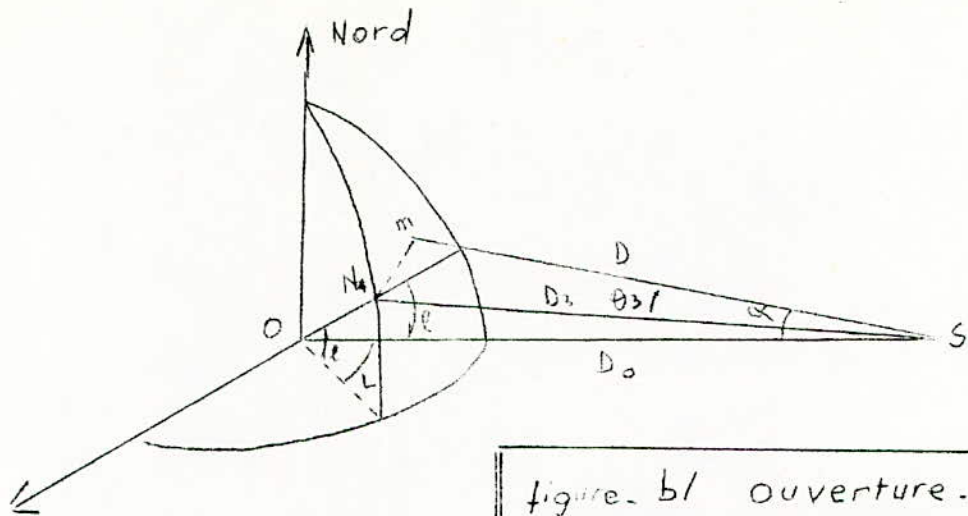


figure. b/ ouverture latérale

CALCUL DE L'OUVERTURE D'UN FAISCEAU FIN D'ANTENNE

Pour simplifier les calculs, il est supposé

- a) que le faisceau est très étroit
- b) que la zone à couvrir a une forme elliptique définie par les points,  $M_1$  et  $M_2$  de latitude  $l_1$  et  $l_2$  et par  $N_1$  et  $N_2$  de longitude limite ( $-L_1$  et  $+L_1$ )
- c) que le satellite est dans le plan méridien du centre  $M$  de la zone à couvrir, ce qui suppose donc que le faisceau fin est unique.
- d) que si la condition est réalisée en  $M_1$ ,  $M_2$ ,  $N_1$  et  $N_2$  elle l'est sur toute la frontière de la zone.

i) calcul de l'ouverture latérale

les points  $N_1$ ,  $N_2$  et  $M$  sont supposés à la même latitude. La demi-ouverture d'Antenne  $\theta_3$  est donné par la relation, voir figure b/c ).

$$\sin \theta_3 = \frac{R}{D_3} \cos l \cdot \sin L$$

$$\left( \frac{D_3}{D_0} \right)^2 = 1 + 0,42 (1 - \cos l \cdot \cos L)$$

$S$  est dans le plan méridien de  $M$

$N_1$  ( $l_1$ ,  $L_1$ ) connu, on prendra la longitude  $L$  par rapport au satellite, lors du calcul de  $\left\{ \frac{D_3}{D_0} \right\}^2$

l'ouverture est donc  $\theta_L = \frac{2\theta}{3}$



ii) Calcul dans le plans méridiens: Fig. C

Il faut que l'on ait aux points  $M_1$  et  $M_2$  :

$$\frac{G(\theta_1)}{D_1^2} = \frac{G(\theta_2)}{D_2^2}$$

$G(\theta)$  est le gain dans la direction  $\theta$

LES distances  $D_1^2$  et  $D_2^2$  sont obtenues à partir de la relation:

$$D^2 = D_0^2 + 2R(D_0 + R)(1 - \cos \ell \cos L)$$

Si on a à couvrir une zone suffisamment étroite ( $l_2 - l_1$  petite), on peut confondre  $D_1, D_2$  et  $D$ .

En effet, en se plaçant aux latitudes extrêmes, ce qui est le cas le plus défavorable, une variation de un degré (1°) entraînerait une variation de  $(D/D_0)^2 \approx 1/100$ .

L'ouverture d'antenne en latitude  $\theta_e = \theta_1 + \theta_2$  résulte du calcul de  $\alpha_2$  et  $\alpha_1$ .  $\alpha_2$  et  $\alpha_1$  sont donnés par la figure (IV-2) en fonction de  $l_1$  et  $l_2$ ; d'où:

$$\theta_e = \alpha_1 - \alpha_2$$

Calcul du gain d'antenne du satellite:

On a vu que la zone de couverture radioélectrique définit deux ouvertures:

- a) Ouverture en latitude.  $\theta_e$
- b) Ouverture en longitude.  $\theta_L$

Ouverture à 3dB:

En considérant la direction du point M et en supposant que  $\theta_e$  et  $\theta_L$  correspondent aux ouvertures d'antenne à 3dB, le gain de l'antenne dans cet axe est donné par l'expression:

$$G = \frac{32000}{(\theta_e)(\theta_L)}$$

où  $\theta_e$  et  $\theta_L$  sont exprimés en degré.

Ouverture à 5 dB

figure (IV-3)

Les courbes de la figure IV.3 donnent la variation du gain dans l'axe et le gain dans la direction  $\theta/2$ .

On suppose que l'antenne a un diamètre  $D_0$  et une ouverture à 3 dB de  $\theta$ .

On constate que si  $D$  est compris entre  $D_0$  et  $1,3.D_0$ , le gain dans la direction  $\theta/2$  reste supérieur à sa valeur initiale et le gain dans l'axe augmente de + 2 dB.

En remplaçant donc l'antenne de diamètre  $D_0$  qui couvre la zone avec une ouverture à 3 dB, par une antenne de diamètre  $1,3$  plus grand ( $D = 1,3 D_0$ ) couvrant la zone avec une ouverture à 5 dB, les stations situées à la frontière de la zone ne seront plus désavantagées, par contre les stations situés au voisinage du centre recevront avec une puissance supérieure de 2 dB.

Influence de l'instabilité du faisceau d'antenne :

On a vu que le faisceau d'antenne n'est pas stable . Un dépointage de l'axe du faisceau provoque en limite de la zone de couverture une perte de puissance.

Afin de parer à ce défaut, on élargit le faisceau de façon que dans le cas du dépointage maximum , un minimum de puissance soit reçu en limite de zone.

Le gain d'antenne dans l'axe et pour des ouvertures à 3 dB est donc

$$G' = \frac{32.000}{(\theta_e + 2\varepsilon)(\theta_L + 2\varepsilon)}$$

Alors qu'auparavant (ie dépointage nul)

$$G = \frac{32000}{(\theta_e)(\theta_L)}$$

Il s'ensuit donc une perte de gain  $A$  telle que

$$A = \frac{G'}{G} = \frac{(\theta_e) \cdot (\theta_L)}{(\theta_e + 2\varepsilon)(\theta_L + 2\varepsilon)}$$



$$A = \frac{1}{\left(1 + \frac{2\varepsilon}{\theta_l}\right) \left(1 + \frac{2\varepsilon}{\theta_L}\right)}$$

$$A_{dB} = 10 \log \left(1 + \frac{2\varepsilon}{\theta_l}\right) + 10 \log \left(1 + \frac{2\varepsilon}{\theta_L}\right)$$

comme en général on a  $\begin{cases} \theta_L \gg \varepsilon \\ \theta_l \gg \varepsilon \end{cases}$

il s'ensuit que

$$A_{dB} \approx \frac{10}{2,3} \left( \frac{2\varepsilon}{\theta_l} + \frac{2\varepsilon}{\theta_L} \right)$$

$$A_{dB} \approx 8,7 \frac{(\theta_l) + (\theta_L)}{(\theta_l) \cdot (\theta_L)} \cdot \varepsilon$$

### Influence du mouvement en position du satellite (figure (d))

Dans le cas d'une ouverture étroite, on ne peut pas négliger l'influence du mouvement en position du satellite.

En effet, il faudra tenir compte de l'erreur de pointage qui est introduite par la présence d'une inclinaison ( $i$ ) et l'écart maximum en latitude du satellite, au cours de son mouvement apparent journalier.

Le satellite passe de  $S$  à  $S'$ , la direction verticale passe de  $SH$  à  $S'H'$  et la direction de l'axe de l'antenne passe de  $ST$  à  $S'T'$ .

Le dépointage équivalent au passage de  $T$  en  $T'$  vu du satellite est donc l'angle  $\varepsilon$

$\varepsilon$  est donné par la relation ci-dessous

$$\varepsilon \approx \frac{R}{ST} \cdot i \cdot \cos(\alpha + \gamma)$$

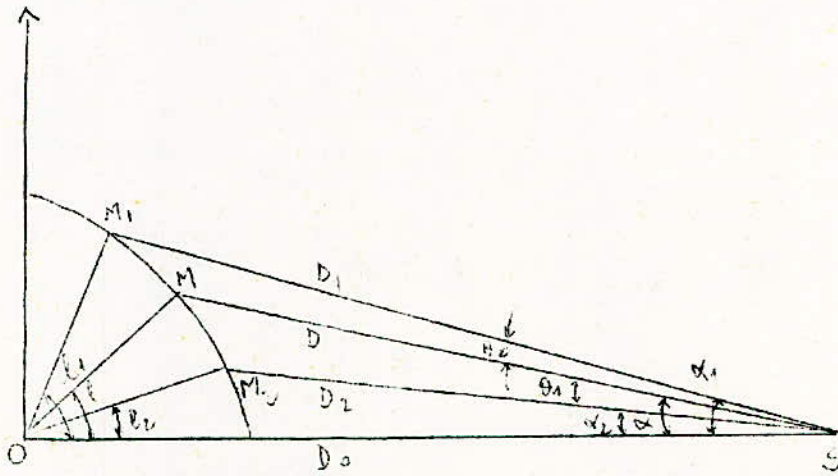


Figure c/ ouverture dans le plan méridien.

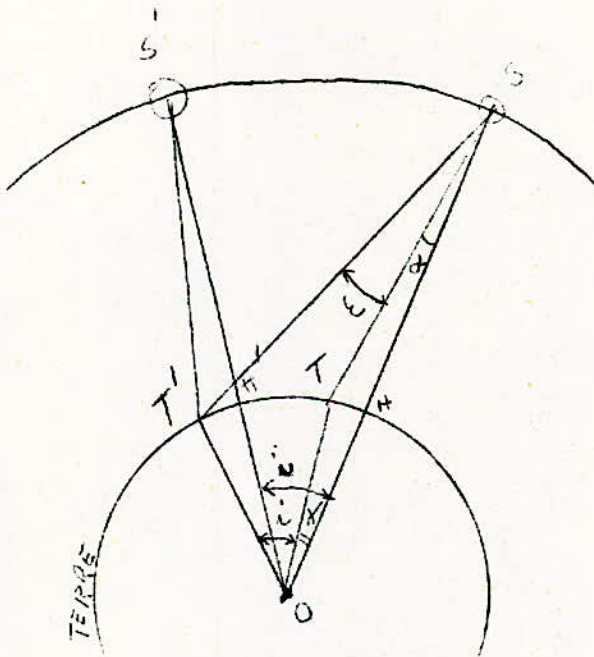


Figure d/ erreur de pointage due à l'inclinaison.



+ Gain et ouverture : Zônes couvertes par le satellite INTELSAT IV.

La couverture globale dans le cas des satellites IV est donné dans la figure du (planisphère).

On a vu précédemment que pour obtenir la couverture globale maximale, il fallait avoir  $2\alpha = 17^\circ 24'$ . C'est-à-dire une ouverture à 3 dB de  $17^\circ 24'$  environ.

Plus le faisceau se retrécit et plus la puissance rayonnée devient grande.

La figure (IV-4) donne le gain d'antenne relatif du faisceau principal d'une ouverture à 3 dB allant de  $10$  à  $20^\circ$  et la variation du gain relative en fonction de l'angle d'écartement du faisceau principal. Le gain du faisceau principal d'une ouverture à 3 dB de  $17^\circ$  a été pris comme référence (0dB).

La figure montre que plus  $\alpha$  est petit et plus le gain du faisceau principal est grand et que plus l'ouverture  $\Delta$  est petite, plus la variation  $\theta$  se fait sentir. En effet, la variation ou gain relatif est plus grande dans le cas des ouvertures petites.

La figure (IV-5) donne le gain relatif d'antenne en fonction des ouvertures à 3 dB pour les différents écartements  $\theta_1$ . on constate par exemple dans le cas d'un écartement du faisceau principal de  $\theta = 8,67^\circ$  que le gain le plus haut est obtenu avec une antenne d'ouverture à 3 dB de  $15,5^\circ$ . De plus le maximum de cette courbe est tout à fait large et une perte d'environ 0,5 dB est accusée par une variation d'ouverture allant de  $12,2^\circ$  à  $19^\circ$ .

Les variations maximales causées par une erreur de pointage de  $\pm 0,5^\circ$  (vu par une station ayant un angle d'élévation de  $5^\circ$ ) est donné par la figure (IV-6)

Cf. remarque que les ouvertures les plus faibles sont les plus sensibles aux erreurs de pointage. Donc le problème relatif à la couverture réduite est beaucoup plus important que celui de la couverture globale.

#### + COUVERTURE REDUITE

On a vu que la couverture réduite sera à priori choisie selon les prévisions du trafic.

Dans le cas du satellite INTELSAT IV (F.2)  $24^\circ 5w$ , le pinceau fin Nord-Ouest sera destiné à la couverture de Mil-Village (Canada), ANDOVER, ETAM ( Virginie-Est), et CAYEY ( Porto-Rico).

Le pinceau fin Nord-Est sera destiné à couvrir Goonhilly-Downs (R.U); Pleumer-Bodou (France), Rainsting (R.F.A.), Buitrago (Espagne), Incino (Italie) et d'autre stations situées dans la même étendue. Le tableau ci-dessous donne les coordonnées géographiques de quelques stations :

STATION TERRIENNE	LONGITUDE	LATITUDE
Mill Village (CANADA)	64° 40' Ouest	44° 14' N
ANDOVER (U.S.A.)	70° 42' Ouest	44° 38' Nnd
ETAM (VIRGINIE-EST)	79° 44' Ouest	39° 10' N
CAYEY (Porto-Rico)	66° 7' Ouest	18° 8' N
Goonhilly-Downs (G.B.)	3° 10' Ouest	50° 07' N
Pleumer Bodou (France)	8° 31' Ouest	48° 45' N
Buitrago (Espagne)	3° 36' Ouest	40° N
Fuicino (Italie)	13° 36' Ouest	41° 58' N
Rainsting (R.F.A.)	10° 7' Ouest	47° 54' N



Dans le souci d'avoir un gain d'Antenne élevé l'ouverture réduite doit être choisie de façon adéquate.

Une ouverture à 3 dB (pour le pinceau fin) de  $4,5^\circ$  a été retenue comme valeur optimale pour la couverture du Nord-Ouest Atlantique.

Les différentes variations maximum crête à crête du gain d'antenne causées par les erreurs de pointages sont données par le tableau, ci-dessous

	<u>Stations</u> <u>TERRIENNES</u>	Gain d'Antenne relatif à un pointage nominal (dB)	intervalle max. du gain d'antenne causé par une erreur de $0,35^\circ$ (dB)	Variations du gain crête à crête (dB)
	Mill - Village	- 2,1	- 1,1 à - 3,3	2,2
	ANDOVER	- 1,6	- 0,8 à - 2,6	1,8
	ETAM	- 0,3	- 0,1 à - 0,8	0,7
	CAYEY	- 2,8	- 1,8 à - 4,2	2,4
	GOONHILLY - DOWNS	- 0,5	- 0,2 à - 1,2	1,0
	PLEUMER Badou	- 0,4	- 0,1 à - 0,8	0,7
	RAINSTING	- 0,5	- 0,3 à - 1,1	0,8
	BUITRAGO	- 0,3	0 à - 0,5	0,5
	FUCINO	- 1,5	- 0,8 à - 2,5	1,7

On remarque que d'après le tableau ci-dessus, que dans le cas du faisceau Nord-Est les variations sont plus faible que dans le cas du faisceau Nord Ouest, donc à priori un faisceau plus étroit que celui utilisé dans le cas du Nord Ouest peut donner des performances meilleures pour le Nord Est.

Cependant une ouverture de  $4,5^\circ$  pour le Nord Est a été retenue quand même pour les raisons suivantes :

a) le faisceau de  $4,5^\circ$  donne une couverture satisfaisant pour un bon nombre de station situées dans la même étendue géographique.

b) Un faisceau plus étroit nécessite une antenne plus grande.

c) La pire est plus grande que celle dans le cas du faisceau de  $4,5^\circ$ , de ce fait une faible augmentation de la capacité en résulte.

d) Le système opérera avec simplicité si des paramètres identiques sont utilisés pour la transmission à travers les 2 antennes.



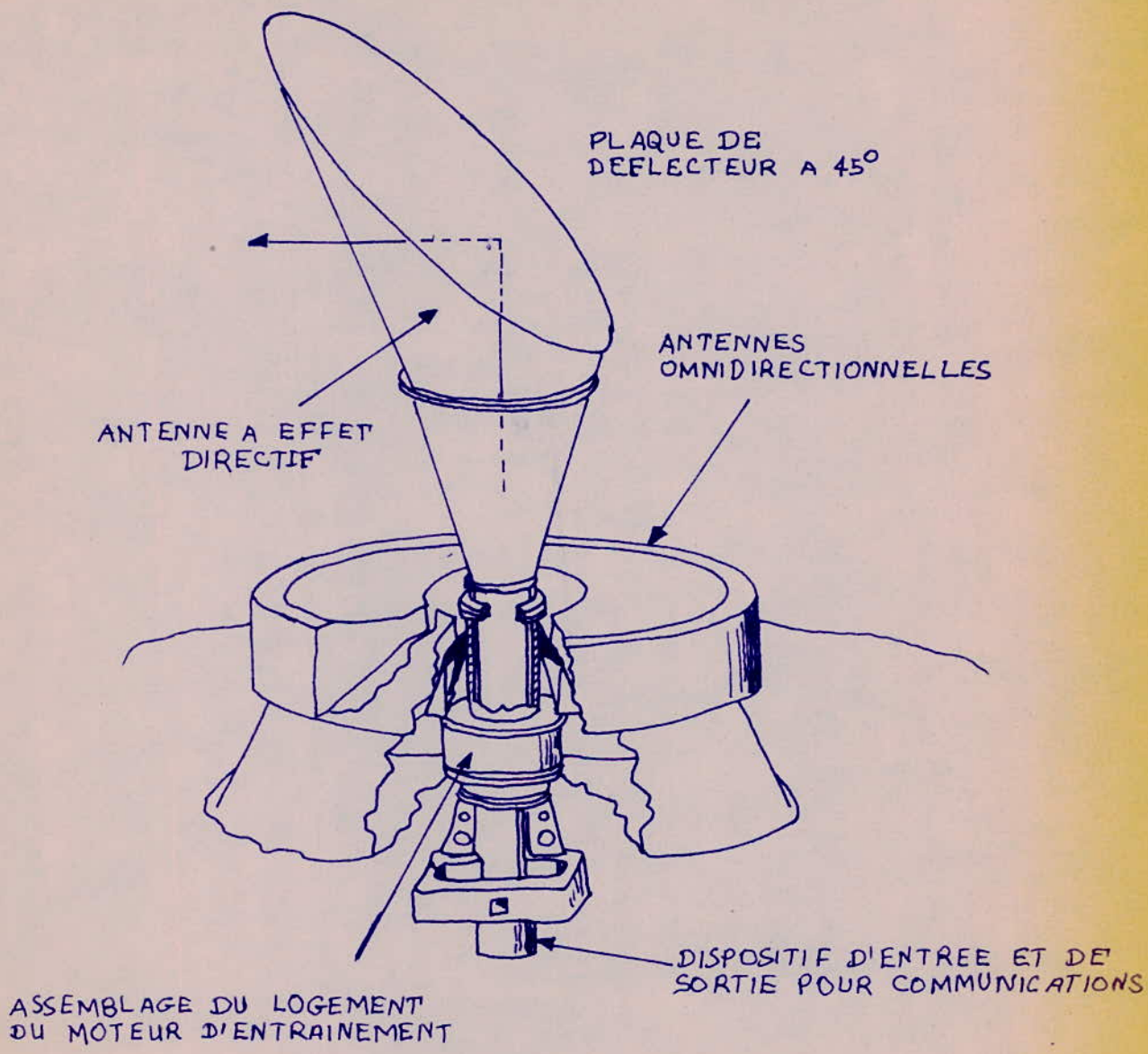


FIG: II 1 SYSTEME D'ANTENNE A ROTATION ANTAGONISTE D'INTELSAT III

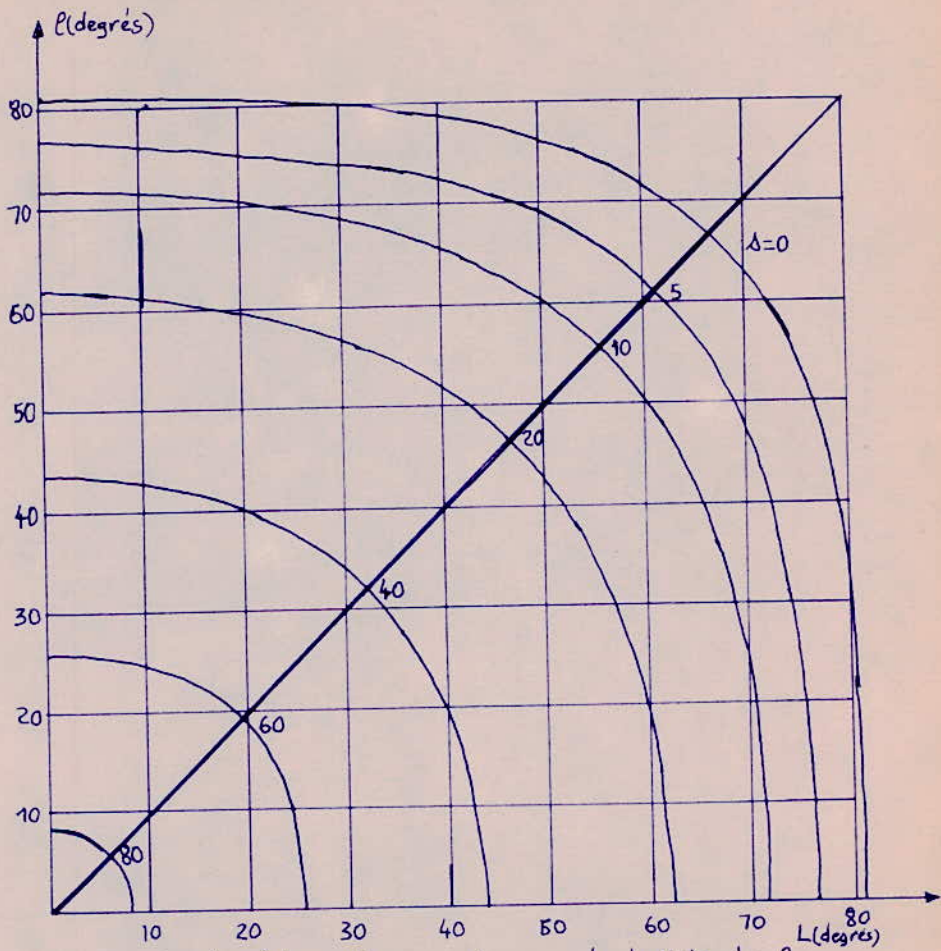


FIG 4 Angle de Site d'une antenne de latitude  $l$   
et de longitude  $L$  par rapport au satellite  
Stationnaire.



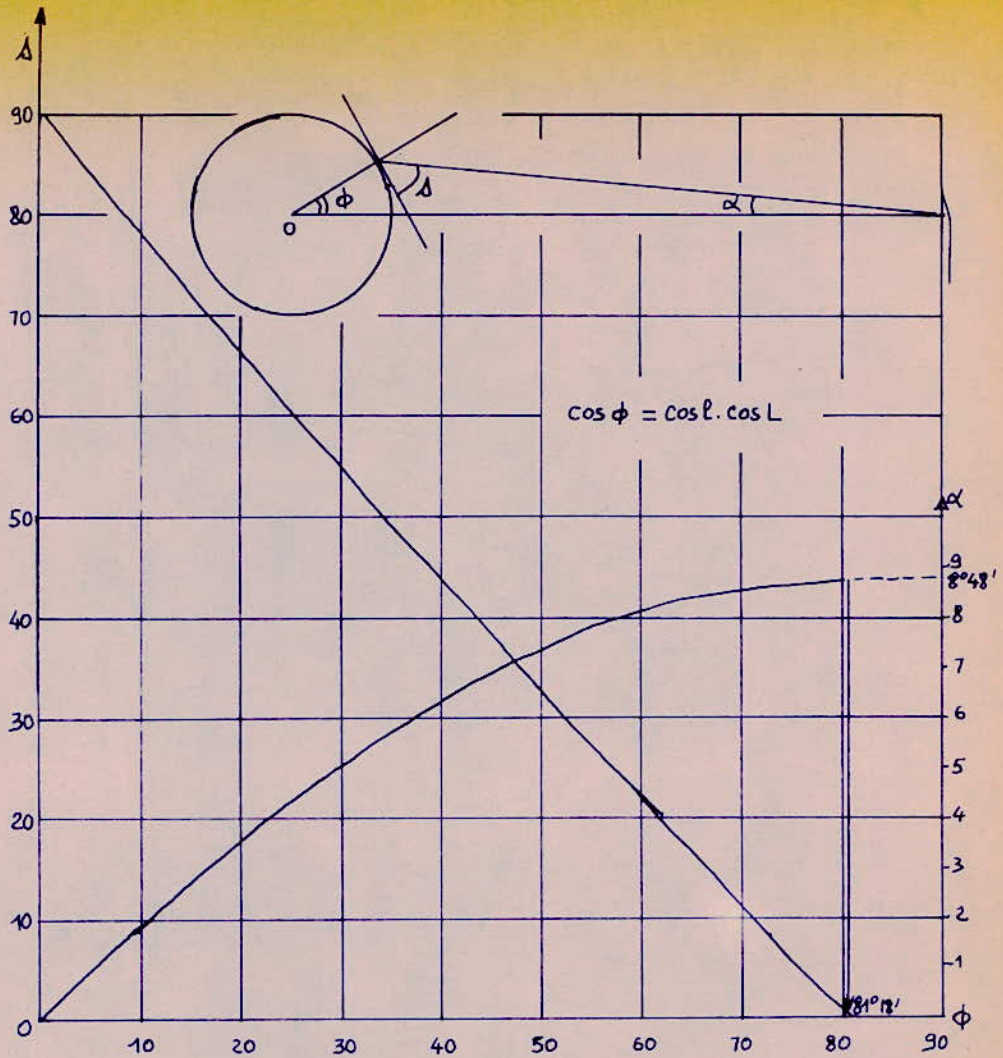


FIG. IV.2 - Angle de site  $\Delta$  et angle  $\alpha$  en fonction de  $\phi$ .



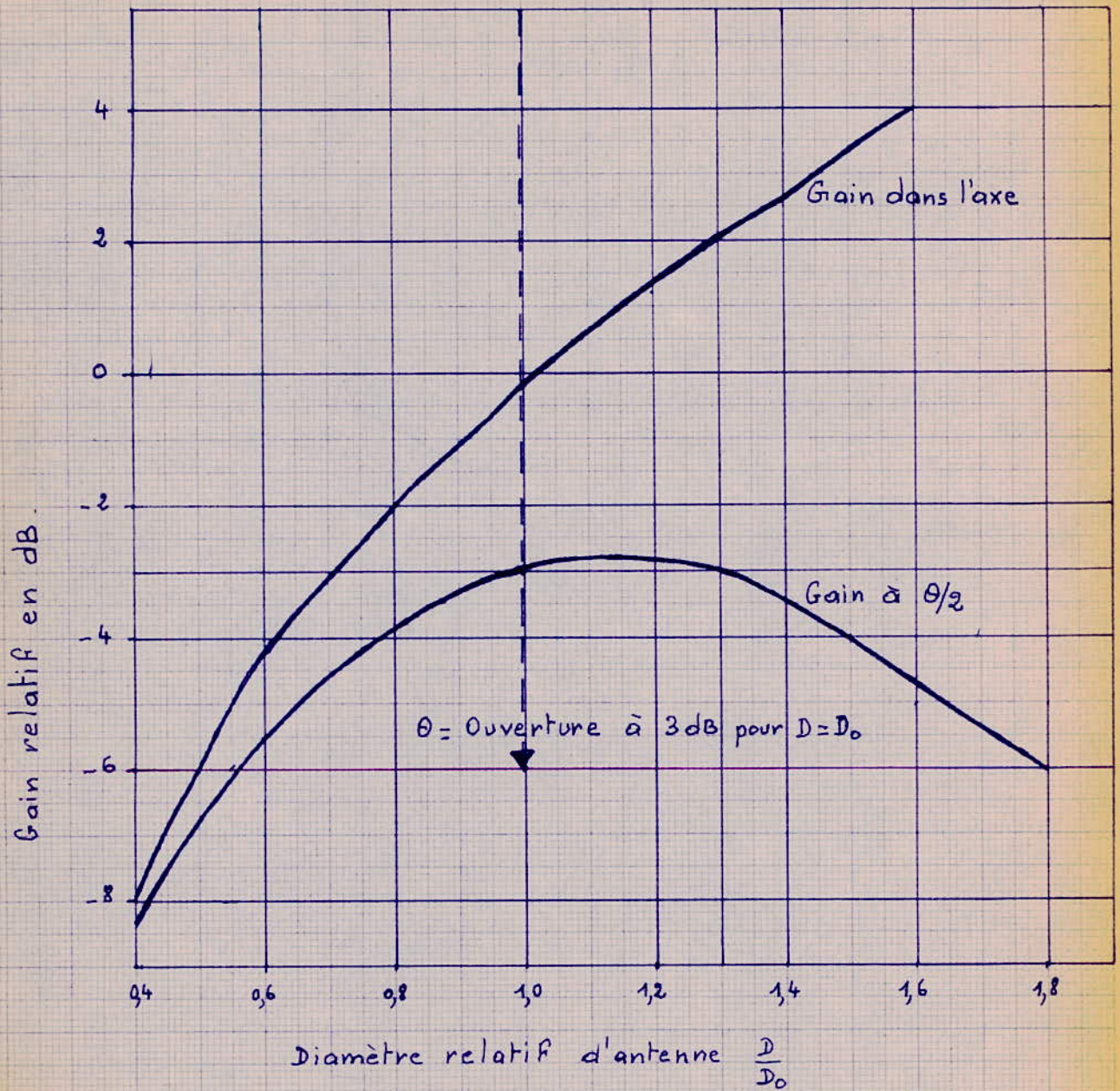


Fig: IV-3 Gain d'antenne en dehors de l'axe en fonction du diamètre.



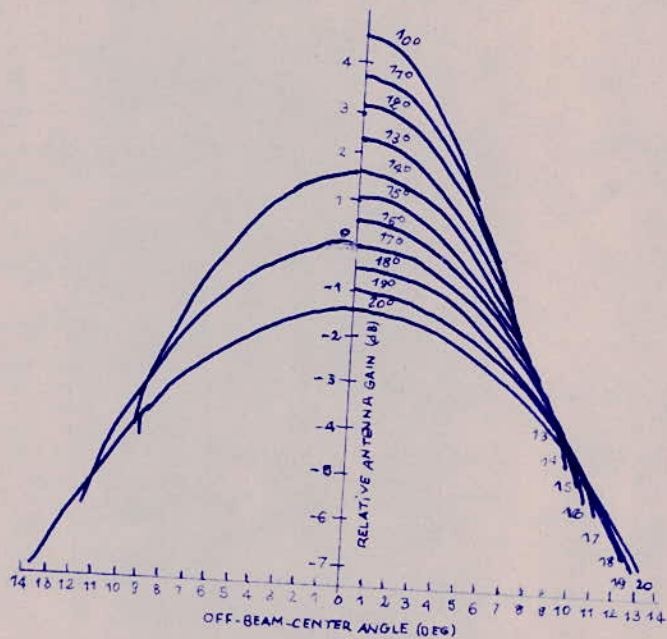


figure IV-4 gains d'antenne relatifs en fonction de l'écartement du faisceau principal pour des ouvertures à 3dB allant de 10° à 20°

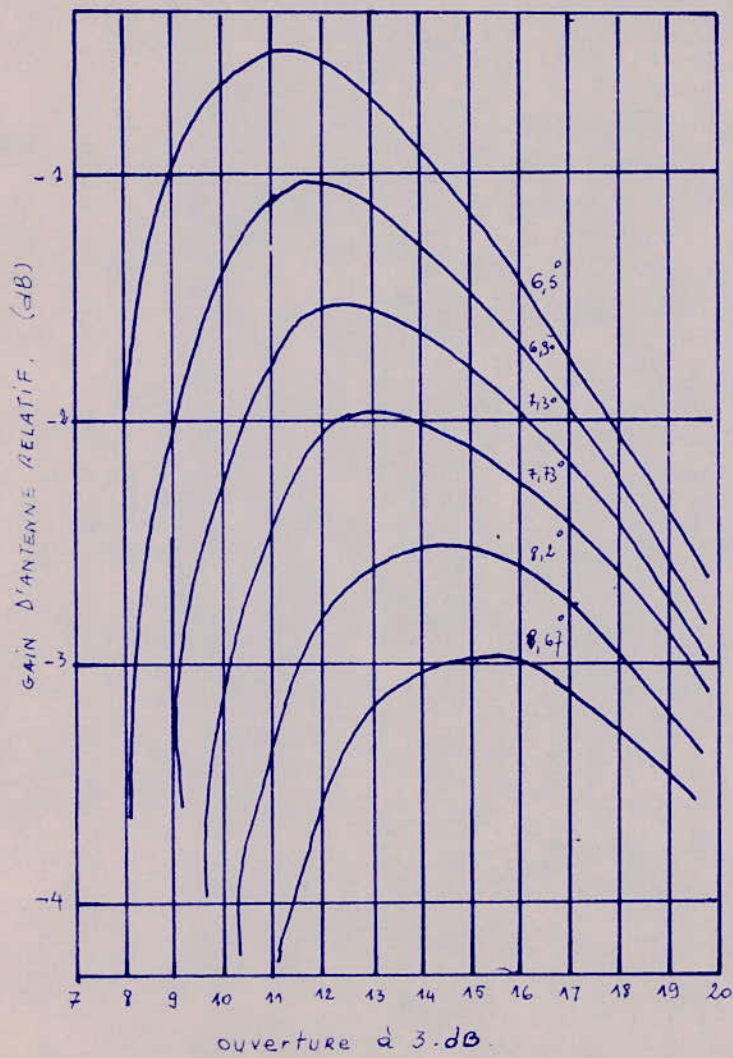


figure: IV. 5 Gain d'ANTENNE Relatif. à une ouverture de  $17^\circ$



variation maximum crête à crête du gain (dB)

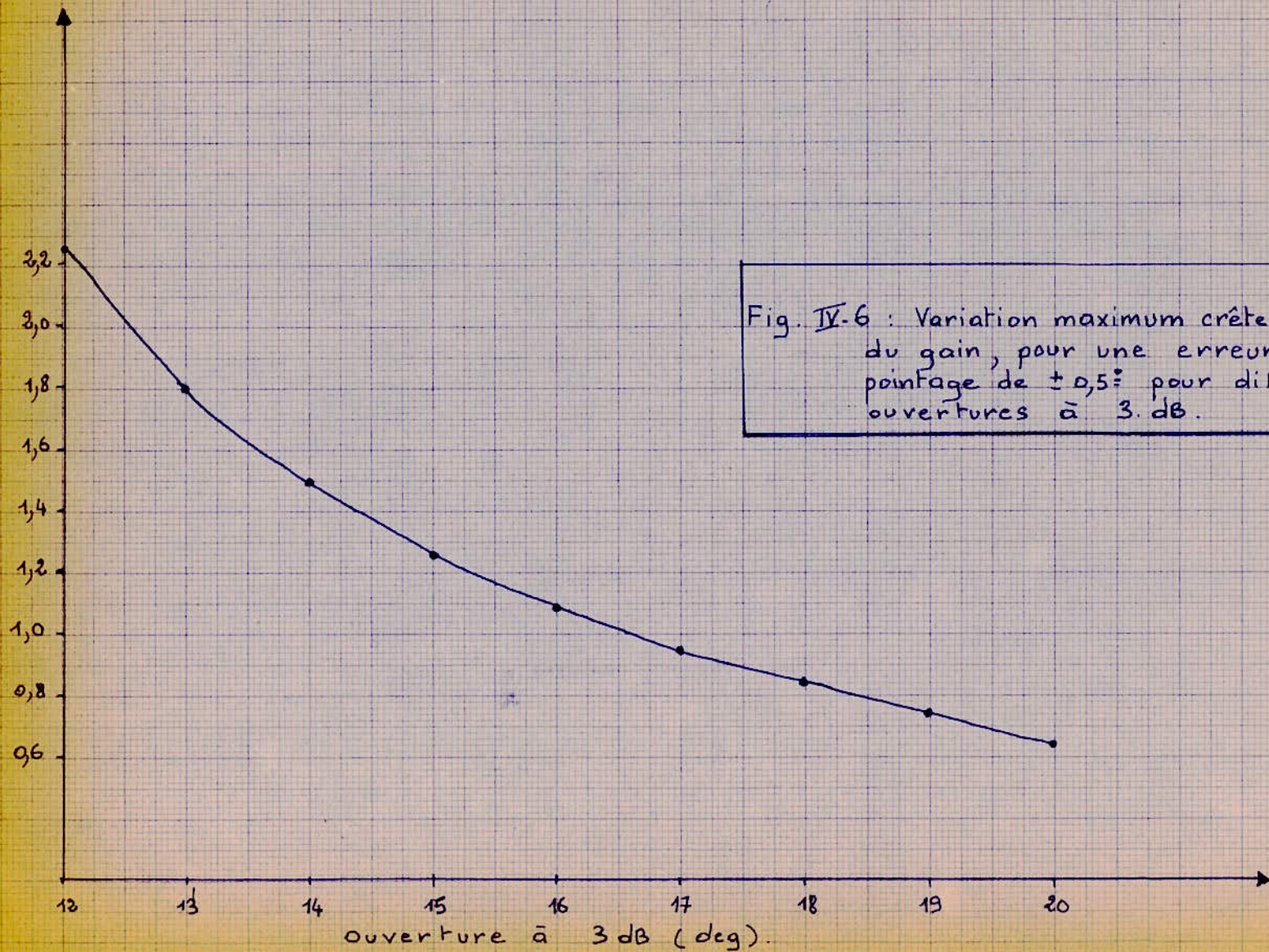


Fig. IV-6 : Variation maximum crête à crête du gain, pour une erreur de pointage de  $\pm 0,5^\circ$  pour différentes ouvertures à 3 dB.



#### IV-3 : LES REPETEURS "TRANSPONDERS"

Les équipements de télécommunication placés à bord du Satellite amplifient les ondes reçues par les antennes, changent la fréquence puis aiguillent les ondes de façon convenable vers les antennes d'émission.

Ce changement de fréquence est indispensable car l'amplification pouvant atteindre 90 à 110 dB, une faible partie de l'énergie émise pourrait se présenter à l'entrée du répéteur et le saturer, si celui-ci fonctionnait aux mêmes fréquences à l'entrée et à la sortie.

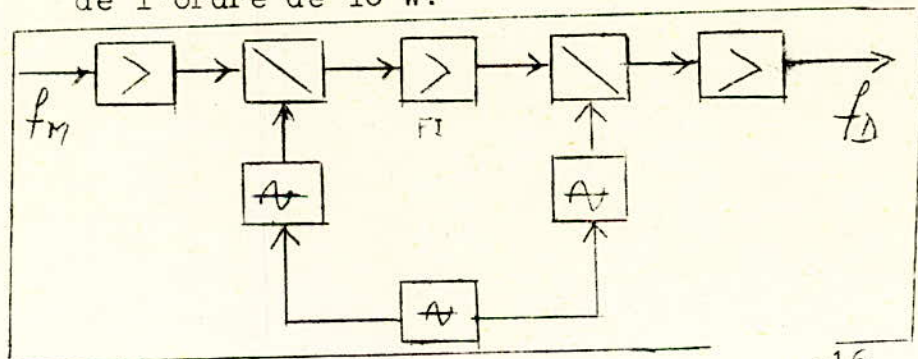
On peut donc en premier lieu, dire que le répéteur, est constitué d'une partie réceptrice, un changeur de fréquence et une partie émettrice.

On a 2 types de répéteurs, ceux qui sont dits à transposition directe de fréquence et ceux qui sont dits à double transposition de fréquence.

#### IV-3 1 . : REPETEUR A DOUBLE TRANSPOSITION DE FREQUENCE

Après un préamplificateur hyperfréquence à faible bruit (à 6 GHz), un premier mélangeur transpose les signaux à une fréquence intermédiaire, puis l'amplificateur à fréquence intermédiaire effectue l'essentiel de l'amplification.

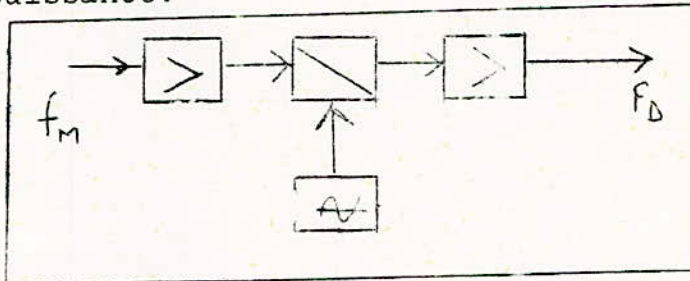
Un second mélangeur transpose les signaux dans la gamme hyperfréquence (au voisinage de 4 GHz) et un amplificateur hyperfréquence (Tube à ondes progressives) émet les signaux avec la puissance désirée et qui est de l'ordre de 10 W.





#### IV. 3 .2. : REPETEUR A TRANSPOSITION DIRECTE DE FREQUENCE

Dans ce cas, après le préamplificateur, une partie de l'amplification est faite à la fréquence d'entrée (6 GHz) puis un seul mélangeur transpose les signaux à la fréquence de sortie (4 GHz), à laquelle est fait le complément de l'amplification, y compris l'amplification de puissance.



Les satellites actuels comportent plusieurs répéteurs. C'est dans la section qui suit la première amplification que se trouvent les aiguillages nécessaires comme ceci entraîne toujours une perte de puissance, on s'arrange pour que l'amplification finale se situe le plus près de l'antenne.

L'amplification finale est réalisée par un tube à ondes progressives (T.O.P.). Les T.O.P. sont les seuls dispositifs à donner des rendements acceptables allant de 25 à 40 %.

Nous donnons en exemples, les schémas simplifiés des satellites INTELSAT I et INTELSAT III

##### i) INTELSAT I. Figure (IV. 8)

Les porteuses reçues à 6 GHz sont dirigées vers deux amplificateurs de bande passante de 25 MHz.

La porteuse reçue est donc convertie en F.I., à ce niveau les signaux de commande sont pris afin d'être dirigés vers le sous-système de télécommande.

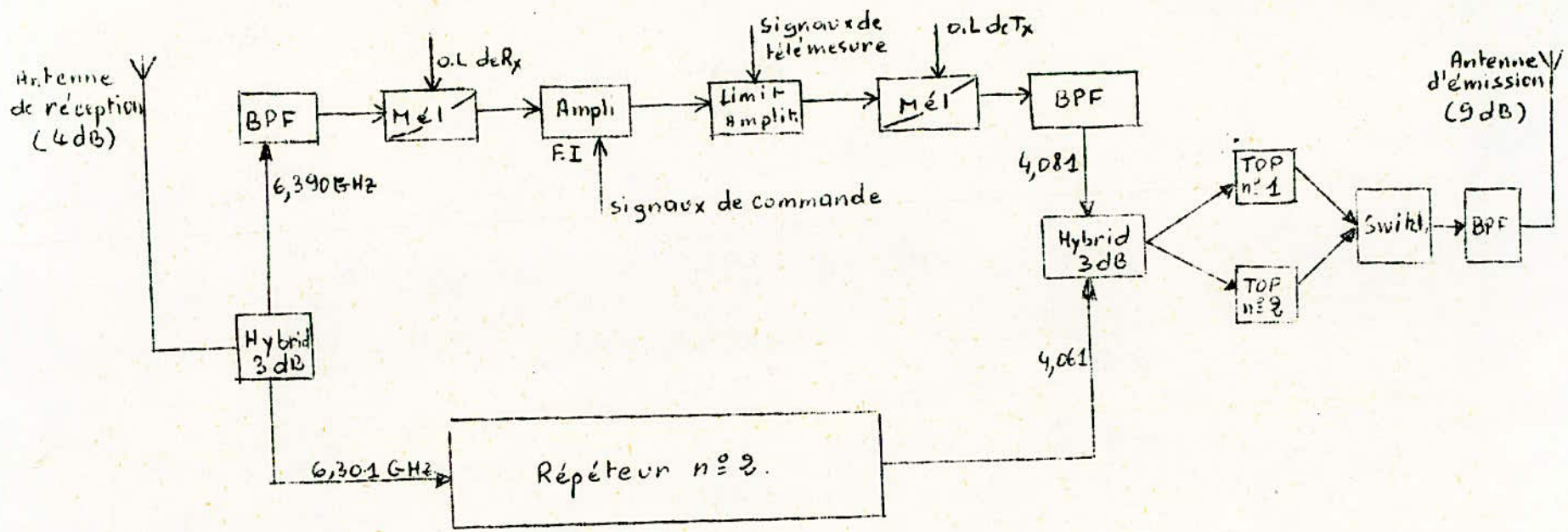


Fig: IV-8. TRANSPONDER DU SATELLITE INTELSAT I.

.../...



Après une limitation d'amplitude, la porteuse est transposée à 4 GHz par le 2<sup>e</sup> mélangeur. Les deux porteuses de 4 GHz avant d'être transmises, sont amplifiées par le T.O.P. de puissance de sortie à saturation de 6 W. puis enfin les porteuses sont émises.

Notons qu'il y a deux T.O.P. pendant que l'un fonctionne, l'autre est en attente ou "Standby".

ii) INTELSAT III Figure (IV.7)

Il comporte deux (2) répéteurs. La réception se fait à 6 GHz à travers l'antenne contre rotative "Despun Antenna". Après les étages d'amplification, la transposition de 6 à 4 GHz s'effectue au moyen de l'oscillateur local de fréquence 2225 MHz puis enfin l'amplification finale par un T.O.P. Les deux sorties de 2 répéteurs sont combinées dans un diplexeur d'émission.

Les principaux problèmes que l'on rencontre dans un répéteur d'un Satellite, se situent du niveau du T.O.P.

Puisque le Satellite est appelé à fonctionner avec plusieurs stations terriennes, le répéteur opère dans le mode dit "à porteuses multiples".

IV-3-3: FONCTIONNEMENT D'UN REPETEUR SELON LE MODE DIT A "PORTEUSES MULTIPLES".

- Intermodulation :

Il faut que la puissance dont on dispose à bord du Satellite soit utilisée de façon efficace, que les T.O.P. puissent être portés au voisinage de la saturation.

Le fonctionnement du T.O.P. en porteuses multiples donne lieu dans cette région à 3 phénomènes d'intermodulation

a) Intermodulation due à la non linéarité d'amplitude de la caractéristique du T.O.P.

b) Intermodulation due à une transformation de la modulation d'amplitude en modulation de phase

c) Diaphonie intelligible.

Selon les conditions d'exploitation, c'est l'un ou l'autre de ces 3 effets qui prédomine.

#### a/. NON LINEARITE D'AMPLITUDE :

La figure (IV. 9) représente une caractéristique de transfert de puissance d'un tube à ondes progressives d'un Satellite. La façon dont la courbe relative à une porteuse unique s'écarte de la linéarité donne une indication de la puissance perdue sous forme d'harmoniques hors bande.

Lorsqu'il y a plus d'une porteuse une autre puissance est perdue sous forme de produits d'intermodulation.

Quand il y a moins de 3 porteuses, ces produits dans la bande et au delà de 3 porteuses, ils tombent hors bande.

C'est ainsi que sur la figure IV.9, les courbes relatives au cas de 4 et 8 porteuses contiennent une certaine puissance de produits d'intermodulation dans la bande, en plus de la puissance fondamentale sur chacune des porteuses.

La caractéristique de transfert du T.O.P. peut être représentée par une série de la forme.

$$V_{out} = a_1 V_{in} + a_3 V_{in}^3 + a_5 V_{in}^5 + \dots$$



avec  $V_{out}$  est la tension de sortie

$V_{in}$  est la tension d'entrée.

L'expression du signal d'entrée  $V_{in}$  est donnée par

$$V_{in} = a \cos W_a t + b \cos W_b t + \dots + n \cos W_n t.$$

Si on suppose que les  $n$  porteuses sont d'un même niveau d'amplitude  $A$  ( $a = b = c = A$ ).

La puissance d'entrée totale  $P_{ti}$  s'exprime par

$$P_{ti} = \frac{1}{2} n A^2$$

et dans ce cas les tensions de sortie des porteuses sont données par l'équation ci-dessous.

$$a_1 \sqrt{\frac{2 P_{ti}}{n}} \left[ 1 + 3 \frac{a_3}{a_1} \left( \frac{P_{ti}}{n} \right) \left( \frac{n-1}{2} \right) + 15 \frac{a_5}{a_1} \left( \frac{P_{ti}}{n} \right)^2 \left\{ \frac{1}{6} + (n-1)(n-2) + \frac{3}{2}(n-1) \right\} + \dots \right]$$

Dans cette expression le terme  $a_1$   $^2 P_{ti}$  représente la composante linéaire de la caractéristique d'entrée sortie  $n$  est le nombre de porteuses.

$$\underline{n=1:} \quad a_1 \sqrt{2 P_{ti}} \left[ 1 + 1,5 \frac{a_3}{a_1} P_{ti} + 2,5 \frac{a_5}{a_1} P_{ti}^2 + 4,37 \frac{a_7}{a_1} P_{ti}^3 + \dots \right]$$

$$\underline{n=2:} \quad a_1 \sqrt{P_{ti}} \left[ 1 + 2,25 \frac{a_3}{a_1} P_{ti} + 6,25 \frac{a_5}{a_1} P_{ti}^2 + 19,1 \frac{a_7}{a_1} P_{ti}^3 + \dots \right]$$

$$\underline{n \rightarrow \infty:} \quad a_1 \left( \frac{2 P_{ti}}{n} \right) \left[ 1 + 3 \frac{a_3}{a_1} P_{ti} + 15 \frac{a_5}{a_1} P_{ti}^2 + 105 \frac{a_7}{a_1} P_{ti}^3 + \dots \right]$$

On remarque donc que si le nombre de porteuses (n) augmente, la tension de sortie atteint rapidement, la valeur se rapportant à la puissance utile.

On ne tiendra compte que des produits du (2 f1 - f2) et (f1 + f2 + f3), car ces produits d'intermodulation du 3e ordre tombent dans la bande.

Les amplitudes de ces produits sont exprimés par les relations ci-dessous. Dans ces relations, chaque terme n'est valable seulement que lorsque les valeurs (n-x) sont positives ou nulles.

$$\frac{3}{4} a_3 \left( \frac{2P_{ti}}{n} \right)^{\frac{3}{2}} \left[ 1 + \frac{2}{3} \frac{a_5}{a_3} \left( \frac{P_{ti}}{n} \right) \left\{ 12,5 + 15(n-2) \right\} + 10,5 \cdot \frac{a_7}{a_3} \left( \frac{P_{ti}}{n} \right) \left\{ (n-2)(n-3) + \frac{13}{6}(n-2) + \frac{71}{2} \right\} + \dots \right]$$

cas (f1 + f2 - f3) :

$$\frac{3}{2} a_3 \left( \frac{2P_{ti}}{n} \right)^{\frac{3}{2}} \left[ 1 + 10 \frac{a_5}{a_3} \left( \frac{P_{ti}}{n} \right) \left\{ \frac{3}{2} + (n-3) \right\} + 210 \frac{a_7}{a_3} \left\{ 1 + \frac{7}{4}(n-3) + \frac{1}{2}(n-3)(n-4) + \dots \right\} \right]$$

cas des produits (2 f1 - f2) pour des valeurs différentes

de n :

$$\underline{n=2} : \frac{3}{4} a_3 \left( \frac{2P_{ti}}{n} \right)^{\frac{3}{2}} \left[ 1 + 4,16 \cdot \frac{a_5}{a_3} P_{ti} + 15,3 \cdot \frac{a_7}{a_3} P_{ti}^2 + \dots \right]$$

$$\underline{n=4} : \frac{3}{4} a_3 \left( \frac{2P_{ti}}{n} \right)^{\frac{3}{2}} \left[ 1 + 7,1 \frac{a_5}{a_3} P_{ti} + 45,4 \cdot \frac{a_7}{a_3} P_{ti}^2 + \dots \right]$$

$$\underline{n=8} : \frac{3}{4} a_3 \left( \frac{2P_{ti}}{n} \right)^{\frac{3}{2}} \left[ 1 + 8,55 \cdot \frac{a_5}{a_3} P_{ti} + 71,5 \frac{a_7}{a_3} P_{ti}^2 + \dots \right]$$



$$n = \infty : \frac{3}{4} a_3 \left( \frac{2 P_{ti}}{n} \right)^{3/2} \left[ 1 + 10 \frac{a_5}{a_3} P_{ti} + 105 \frac{a_7}{a_3} P_{ti}^2 + \dots \right]$$

Cas des produits ( $f_1 + f_2 - f_3$ ) pour des valeurs différentes

de n :

$$n = 3 : \frac{3}{2} a_3 \left( \frac{2 P_{ti}}{n} \right)^{3/2} \left[ 1 + 4,16 \frac{a_5}{a_3} P_{ti} + 15,3 \frac{a_7}{a_3} P_{ti}^2 + \dots \right]$$

$$n = 4 : \frac{3}{2} a_3 \left( \frac{2 P_{ti}}{n} \right)^{3/2} \left[ 1 + 6,25 \frac{a_5}{a_3} P_{ti} + 36,1 \frac{a_7}{a_3} P_{ti}^2 + \dots \right]$$

$$n = 8 : \frac{3}{2} a_3 \left( \frac{2 P_{ti}}{n} \right)^{3/2} \left[ 1 + 8,12 \frac{a_5}{a_3} P_{ti} + 64,4 \frac{a_7}{a_3} P_{ti}^2 + \dots \right]$$

On remarque, que lorsque le nombre de porteuses est petit, les produits d'intermodulation du 3e ordre sont dominés par le coefficient  $a_3$  ; lequel a un niveau qui varie de 3 dB, quand le niveau d'entrée varie de 1 dB.

La puissance de sortie sera compressée près du point de saturation de telle façon qu'à ce point, la variation du niveau d'entrée de 1 dB, entraîne une variation du niveau des produits d'intermodulation inférieure à 3 dB (< 3 dB).

... : DISTRIBUTION DES PRODUITS D'INTERMODULATION DU 3ème ORDRE :

Les produits d'intermodulation dûs à n porteuses qui tombent dans la bande de la r<sup>ème</sup> porteuse, s'expriment par les relations ci-dessous.

cas des produits du type ( $2 f_1 - f_2$ )

$$D_n = \frac{1}{2} \left[ n - 2 - \frac{1}{2} \left\{ 1 - (-1)^n \right\} (-1)^r \right]$$

cas des produits du type ( $f_1 + f_2 - f_3$ )

$$D_n = \frac{r}{2} (n - r + 1) + \frac{1}{4} \left\{ (n - 3)^2 - 5 \right\} - \frac{1}{2} \left\{ 1 - (-1)^n (-1)^{n+r} \right\} \dots$$

On suppose toujours que les (n) porteuses sont d'amplitudes égales et de fréquences d'espacement égales

Les tableaux 4-1 a et 4-1 b donnent respectivement les distributions des produits d'intermodulation du 3ème ordre dans les cas  $(2f_1 - f_2)$  et  $(f_1 + f_2 - f_3)$ .

Tableau. 4-1-a

$n \setminus r$	1	2	3	4	5	6	7	8
1	0	/	/	/	/	/	/	/
2	0	0	/	/	/	/	/	/
3	1	0	1	/	/	/	/	/
4	1	1	1	1	/	/	/	/
5	2	1	2	1	2	/	/	/
6	2	2	2	2	2	2	/	/
7	3	2	3	2	3	2	3	/
8	3	3	3	3	3	3	3	3

Tableau. 4-1-b

$n \setminus r$	1	2	3	4	5	6	7	8
1	0	/	/	/	/	/	/	/
2	0	0	/	/	/	/	/	/
3	0	1	0	/	/	/	/	/
4	1	2	2	1	/	/	/	/
5	2	4	4	4	2	/	/	/
6	4	6	7	7	6	4	/	/
7	6	9	10	11	10	9	6	/
8	9	12	14	15	15	14	12	9



Dans le cas du type  $f_1+f_2-f_3$ , le nombre des produits d'intermodulation devient prédominant quand le nombre de porteuses augmente.

Donc quand on opère en mode à porteuses multiples, le fonctionnement du T.O.P. est déterminé par le niveau des produits d'intermodulation du type  $(f_1+f_2-f_3)$

La figure IV 10 donne la variation des produits d'intermodulation du 3e ordre en fonction du nombre de porteuses. On remarque que les produits du type  $(f_1+f_2-f_3)$  ont un niveau supérieur de 6 dB, que le niveau relatif aux produits du type  $(2f_1-f_2)$ .

La courbe donnée par la figure IV 10 est relative à un T.O.P. ayant une puissance à saturation de 6 W.

#### PERTE DE PUISSANCE ou "BACK OFF"

On a pu montrer que le passage simultané d'un nombre élevé de fréquences porteuses, par un T.O.P. entraîne une certaine perte de la puissance de sortie utile par rapport au cas où le T.O.P. fonctionne avec une porteuse unique.

Cette perte de puissance de sortie dite "Output Back-off" est inévitable comme on peut le voir sur la figure elle est de l'ordre de 1,4 dB.

Indépendamment de cette perte de puissance de sortie inévitable dans l'exploitation sur porteuses multiples, il arrive que l'on réduise intentionnellement la puissance à l'entrée du T.O.P. afin que celui ci fonctionne sur une partie plus linéaire de sa caractéristique de transfert.

Cette réduction du niveau d'attaque du T.O.P. dit "input back-off" améliore donc la linéarité et réduit le niveau des bruits d'intermodulation.

On peut donner une définition de la perte de puissance de sorti, comme étant le rapport de la puissance de sortie totale en fonctionnement sur porteuses multiples à la puissance de sortie en régime de saturation par une porteuse unique.

La perte de puissance d'entrée se prête à une définition semblable.

La raideur de la pente des courbes interdit de fonctionner avec une perte de puissance inférieure à 1,5 dB environ et une augmentation intentionnelle de cette grandeur améliore l'intermodulation aux dépens d'une réduction de la puissance utile.

Par exemple dans le cas des Satellites INTELSAT III c'est pour une perte de puissance de sortie de l'ordre de 2 à 3 dB correspondant à une perte de puissance d'entrée de 4 à 6 dB que l'on a la capacité maximale.

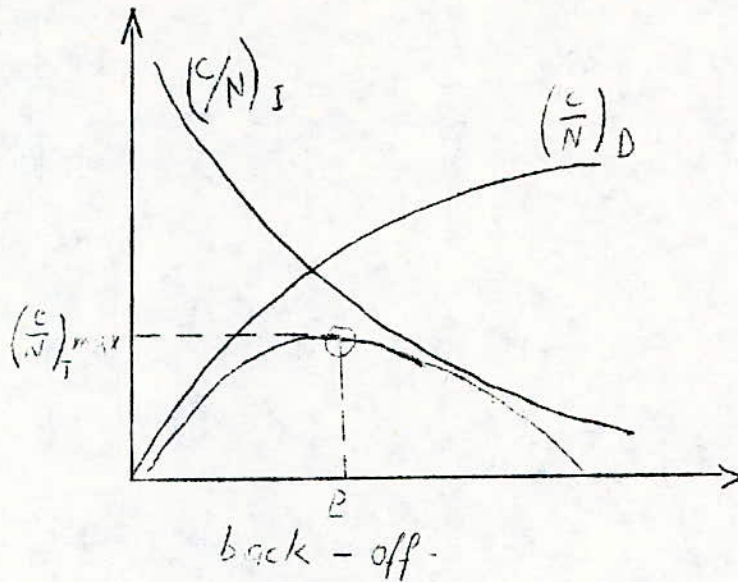
Donc un choix adéquate du point d'opération du T.O.P. doit être effectué de façon précise comme il s'agit d'aménager la liaison Satellite Station "Down-link". On considère uniquement le rapport de porteuse sur bruit de la liaison descendante  $(C/N)_D$  et le rapport porteuse sur bruit d'intermodulation au niveau du Satellite  $(C/N)_I$

La figure IV. 11. donne graphiquement le choix du point d'opération du T.O.P.

En effet, comme on le voit sur la figure, que si le back off du T.O.P. est pris large, le rapport  $(C/N)_I$  devient meilleur mais à ce moment là, il y a un compromis car le rapport  $(C/N)_D$  devient mauvais du fait que la puissance de sortie du Satellite décroît.

Le point d'opération du T.O.P. sera choisi là où le rapport  $(C/N)_I$  atteint son maximum.





La figure IV 12 donne le rapport  $(\frac{C}{N})_I$  en fonction du niveau d'entrée relatif, dans les deux cas (ie type  $(2f_1 - f_2)$  figure 12 a, et type  $(f_1 + f_2 - f_3)$  figure 12 b.

On remarque que le rapport  $(\frac{C}{N})_I$  est le plus grand dans les types de produits pour un niveau relatif grand.

De plus le rapport  $(\frac{C}{N})_I$  pour un point de fonctionnement du T.O.F. choisi, est le meilleur dans le cas  $(2f_1 - f_2)$  que dans le cas  $(f_1 + f_2 - f_3)$  voir figure.

#### b/. TRANSFORMATION DE MODULATION D'AMPLITUDE EN MODULATION DE PHASE.

Comme tous les autres dispositifs à modulation de vitesse, le T.O.F. présente le défaut de transformer la modulation d'amplitude en modulation de phase à sa sortie.

La figure IV.13 montre que cette conversion est fonction du niveau d'excitation, aussi on l'exprime en degré par dB . ( $^{\circ}/\text{dB}$ )

Bien qu'une onde porteuse unique modulée en fréquence ait une amplitude constante, l'ensemble complexe de plusieurs porteuses ainsi modulées, a une amplitude qui varie constamment.

Le T.O.P. transforme cette modulation d'amplitude en une modulation de phase de chaque porteuse.

Il en résulte dans le spectre radioélectrique des composantes parasites qui ont les mêmes fréquences que les produits d'intermodulation du 3ème ordre et qui tombent dans la bande ou autour d'elle.

Cette intermodulation présente une analogie avec celle qui est due à la non linéarité de la caractéristique de transfert, mais elle est d'une grandeur beaucoup moins importante aux niveaux d'excitation voisins de la saturation.

Selon les spécifications imposées aux satellites la caractéristique de transfert AM/PM doit être telle qu'une modulation d'amplitude de 1 dB d'une porteuse à un niveau élevé ne donne pas lieu à plus de  $8,3^{\circ}$  de modulation de phase sur une autre porteuse d'un niveau inférieur d'au moins 20 dB à celui de la première.

#### c<sup>3</sup>/: DIAPHONIE INTELLIGIBLE "IXTR"

Théoriquement le gain de répéteur d'un Satellite est constant dans toutes la bande des fréquences radio-électriques, en fait il varie légèrement avec les fréquences. Par conséquent, comme la fréquence d'une porteuse varie il en résulte une modulation d'amplitude proportionnelle à cette porteuse, laquelle est transformée en modulation



de phase de chacune des porteuses qui traversent le T.O.P. en raison du phénomène de conversion que nous avons vu précédemment. D'où une diaphonie intelligible entre les canaux des diverses porteuses qui ont des fréquences de bande de base correspondantes.

Plus il y a de porteuses, plus il y a de trajet de diaphonie intelligible mais l'importance de chaque contribution va alors en diminuant.

L'intelligibilité du bruit total diminue incontestablement lorsque le nombre de porteuses augmentent et c'est lorsqu'il n'y a que deux porteuses que l'effet perturbateur est le plus sensible.

On appelle "écart diaphonique" entre des voies transmises sur deux porteuses quelconque, le rapport de la tension de diaphonie à la tension du signal désiré. Cet écart est donné par la relation.

$$20 \log \frac{K_p g w}{1 + (a_2/a_1)^2} \quad (\text{dB})$$

où  $K_p$  est le facteur de conversion AM/PM  
 $g$ , est le facteur pente de gain dB/MHz.

$W = 2 \times f$  avec ( $f$  = fréquence de modulation)

$a_1$  et  $a_2$  sont les niveaux des deux porteuses.

Le CCITT recommande que l'écart diaphonique ne doit pas dépasser - 58 dB.

Bien entendu, il n'y a pas uniquement ces caractéristiques que l'on peut rencontrer au niveau du répéteur. La croissance du nombre de pays au sein de l'INTELSAT devient de plus en plus considérable, on a été amené à concevoir un autre type de Satellite plus puissant capable de satisfaire le trafic mondial. On a alors mis au point le réseau mondial constitué par la série INTELSAT IV, dont la capacité par satellite est beaucoup plus grande. En effet le bloc émetteur récepteur est plus complexe que celui de la série INTELSAT III.

La figure IV.14 donne le schéma simplifié du bloc émetteur récepteur du Satellite INTELSAT IV.

#### : EXEMPLE DU SATELLITE INTELSAT IV

Il est constitué de 12 répéteurs ayant chacun une bande de 36 MHz, 2 paires de récepteurs, 2 Multiplex d'entrée chaque répéteur a 2 T.O.P. dont l'un est dit en "Stand-by" et 4 multiplex de sortie.

Vu la complexité de chaque sous-ensemble du bloc émetteur-récepteur on ne donnera que les caractéristiques de chacun d'eux.

#### ? /: CARACTERISTIQUES DE CHAQUE UNITE DU "TRANSPONDER"

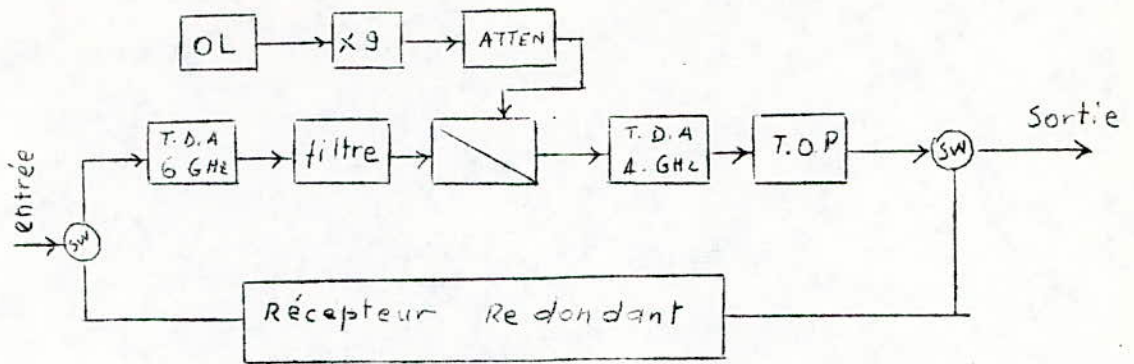
L'appellation du Bloc émetteur-récepteur se dit aussi "TRANSPONDER", dans toutes la suite on appellera par TRANSPONDER tout le bloc d'émission réception du Satellite.

##### a) Le récepteur

Il est constitué d'un amplificateur à diode tunnel de 6 GHz, d'un filtre, d'un mélangeur, d'un deuxième amplificateur à diode tunnel de 4 GHz, d'un oscillateur local et d'un T.O.P. à faible niveau.

La figure ci-dessous donne le schéma synoptique du récepteur.





schema. bloc du récepteur

A cause des recommandations concernant la linéarité sur toute la chaîne du récepteur, ce dernier doit avoir des spécifications strictes auxquelles il devra obéir.

Le tableau 4.2. donne les recommandations général du TRANSPONDER.

Donc pour que les recommandations du tableau soient satisfaites, la chaîne du récepteur devra être conçue de façon à satisfaire les spécifications du tableau.4-3.

Tableau 4.2.

a) Recommandations générales du système

Paramètres	Recommandations
G/T. (mesuré de l'antenne au récepteur) dB°/°K	- 18,6
différence de phase $\Delta\theta$ à toute illumination telle qu'elle soit $P_{in} = - 55 \text{ dBW/m}^2$ (deg)	1,5
IXTR pour $P_{in} \leq - 55 \text{ dB W/m}^2$ (dB)	$193 - 20 \log fm$
PIRE (dBW)	
- global	22,0
- spot	33,7
Densité de flux à la saturation (dBW/m <sup>2</sup> )	- 73,7 à - 55,7

b) Recommandations pour des bandes de fréquences variables

Bande de fréquence (MHz)	pente de gain (dB/MHz)	Délai de groupe (n.5)	IXTR (dB)
$f_c \pm 12,6$	0,03	1,5 à - 2,1	174 - 20 log fm
$f_c \pm 14,4$	0,05	4,5 à - 2,4	174 - 20 log fm
$f_c \pm 16,2$	0,20	16,4 à - 3,5	155 - 20 log fm
$f_c \pm 18,0$	0,70	50 à - 5,0	155 - 20 log fm

Tableau 4.3. Recommandations relatives au récepteur

Facteur de bruit	(dB)	9,0
D Ø pour $P_{in} - 49$ dBm	(dB)	1,5
Pente de gain	(dB/MHz)	0,015
IXTR pour $P_{in} - 49$ dBm	(dB)	198 - 20 log fm
C/3 IM permis	(dB)	
$P_{in} = - 49$ dBm		36
$P_{in} = - 55$ "		48
$P_{in} = - 60$ "		58



La figure (IV.15), donne le gain et le facteur de bruit en fonction de la fréquence d'un récepteur complet. Ces courbes ont été obtenues par des mesures effectuées dans les laboratoires de la COMSAT.

On a remarqué que le "gain slope" mesuré sur toute la bande du Récepteur ( $500 \text{ MHz}$ ), ne dépasse par la valeur  $0,01 \text{ dB/MHz}$ . Quant au facteur de bruit, il est bien inférieur à  $9 \text{ dB}$ , la valeur qu'il atteint est d'environ  $8,3 \text{ dB}$ .

B) Le Multiplex d'entrée :

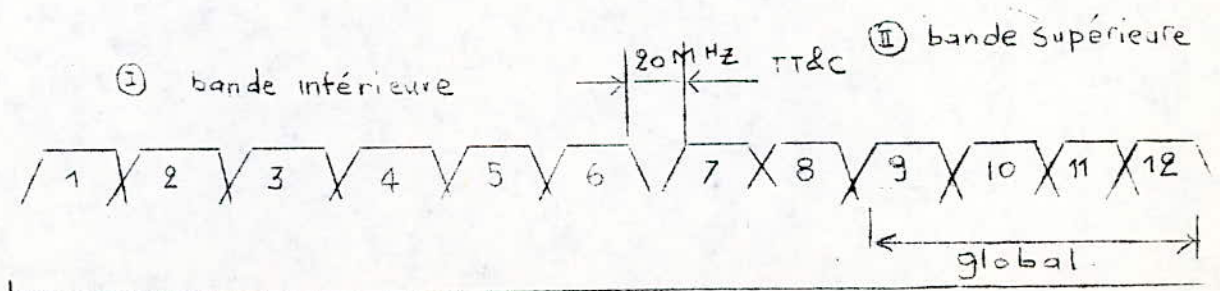
Les Multiplex d'entrée divisent les bandes de fréquences assignées dans douze (12) répéteurs ayant chacun une bande de  $36 \text{ MHz}$ .

Les 12 répéteurs sont disposés dans deux bandes séparées par un espace de  $20 \text{ MHz}$  qui est destiné à la télémessure et télécommande.

Chacune de ces deux bandes contient 6 répéteurs, celle qui contient les répéteurs de 1 à 6 est dite bande inférieure, et celle qui contient les répéteurs de 7 à 12 est dite bande supérieure.

Les centres de bande de chaque répéteur sont séparés d'un espace de  $40 \text{ MHz}$ .

Figure : Disposition des 12 répéteurs dans la bande du récepteur.



L'assemblage des répéteurs est constitué par deux bloc, l'un contenant les répéteurs impairs, l'autre les répéteurs pairs.

Les principaux paramètres affectés par le multiplex d'entrée sont le délai de groupe et d'amplitude, il s'en suit alors que le "IXTR" soit affecté par ces 2 paramètres.

En effet, le "IXTR" peut être minimisé dans la région située à l'intérieur de la bande grâce aux égaliseurs de délai de groupe et d'amplitude, qui réduiront le délai de groupe et le "gain slope" rencontré par tout signal atteignant la sortie du T.O.P.

Les résultats expérimentaux effectués par la COMSAT. donnant les performances du Multiplex d'entrée sont donnés par les figures IV. 16.a et IV. 16. b.

#### C) Le Multiplex de Sortie :

Ils sont au nombre de quatre, leur but principal est d'acheminer les signaux à transmettre vers les antennes d'émission à couverture globale et à couverture réduite.

Les répéteurs 1 à 8 peuvent être commutés à l'antenne à couverture globale ou à l'antenne à couverture réduite. Tandis que les répéteurs 9 à 12 sont utilisés uniquement en couverture globale.

Chaque ensemble du Multiplex de sortie est constitué de six filtres pour l'utilisation de la couverture globale par contre pour la couverture réduite le multiplex est constitué de 4 filtres.

Les figures IV. A a et b donnent les caractéristiques du Multiplex de sortie pour un répéteur.



- Rapport G/T :

Il s'agit du rapport gains de l'antenne, sur température de bruit ramenée à l'entrée du récepteur.

La figure IV.18 donne le rapport(G/T) pour les répéteurs pairs et impairs.

- PIRE DU SATELLITE

La PIRE (puissance isotropique rayonnée effective) est à considérer dans les deux cas de couverture.

On a donc pour la couverture réduite la "Spot PIRE" et pour la couverture globale la "globale PIRE".

On donne l'expression de la PIRE du Satellite

$$\text{PIRE} = \frac{C}{T} - \frac{G}{T} + \text{Affaiblissement en espace libre.}$$

La figure IV.19 donne la PIRE dans les cas de la couverture globale et de la couverture réduite pour les différents répéteurs.

On remarque que dans les 2 cas les valeurs expérimentales obtenues sont supérieures au minimum spécifié.

Le maximum spécifié pour la Spot PIRE est de 33,7 dB. Alors que celui spécifié pour la global-PIRE est de 22. dBW.

On peut donc conclure que de toutes ces valeurs expérimentales obtenues par le COMSAT, aucune n'a été mauvaise et que désormais le TRANSPONDER du Satellite INTELSA IV possède des caractéristiques qui répondent bien aux recommandations spécifiées dans le tableau 4-2.

#### IV-3-5 . NOMBRE DE REPETEURS :

Afin de satisfaire les besoins du trafic, le nombre de répéteur doit être déterminé afin d'utiliser la puissance disponible dans le Satellite avec efficacité.

En effet, pour une puissance donnée du Satellite, on peut établir la puissance assignée à chaque répéteur

La figure IV.20 donne la puissance totale R.F. utilisable en fonction du nombre de répéteurs.

On remarque que la puissance diminue au fur et à mesure que le nombre de répéteurs augmente.

On remarque sur la figure - , que jusqu'à 12 répéteurs, la puissance est diminuée de 2 dB au maximum. Par contre on constate que pour le passage de 12 à 16 répéteurs, la différence de puissances est de 3 dB.

Le deuxième point est celui de la bande passante utilisable. La figure IV.21 donne la bande passante utilisable en fonction du nombre de répéteurs. On constate là aussi que la bande décroît quand le nombre de répéteurs augmente, en effet le nombre de bandes de garde augmente lui aussi.

Enfin le dernier point qui est aussi important, il s'agit de la capacité du Satellite.

La figure IV.22 donne la capacité totale du Satellite dans le cas de la couverture globale, en fonction du nombre de répéteurs.

On remarque que dans ce cas aussi, la capacité diminue quand le nombre de répéteurs augmente.



La figure (IV-23) donne la capacité par répéteur dans le cas de la couverture réduite et couverture globale.

On remarque que la capacité est à peu près constante jusqu'à 12 répéteurs, cependant elle décroît rapidement à partir de ce point.

Pour qu'un plus grand nombre d'exploitants, puisse transmettre en porteuse unique, il serait préférable d'utiliser plus de répéteur ayant chacun un nombre de voies plus petit de l'ordre de 300 à 600.

Or dans le cas de la couverture réduite, on voit qu'il faut approximativement une vingtaine (20) de répéteurs pour obtenir une capacité de 600 voies et à peu près 22 répéteurs pour obtenir 300 voies.

De plus si on se repère à la figure - qui donne la puissance utilisable, on remarque que dans les cas de 20 et 22 répéteurs, que la puissance est plus faible respectivement de 9,5 et 19 dBW que dans le cas de la configuration à 12 répéteurs.

Donc l'utilisation de plusieurs répéteurs ayant chacune un nombre petit de voies n'est pas aussi avantageuses.

Les spécialistes de la COMSAT se sont alors penché vers une autre procédure qui consiste toujours en l'utilisation de plusieurs répéteurs mais en revanche, les bandes seront inégales.

Une étude a été entreprise dans le but de connaître les performances que l'on obtiendrait avec une telle procédure. Pour cela trois configurations ont été considérées

- 1 - 12 Répéteurs à bandes égales (36 MHz)
- 2 - 16 Répéteurs (8 à bandes de 36 MHz et 8 à bandes de 16 MHz)
- 3 - 12 Répéteurs à bandes inégales.

Cette étude a été appliquée aux prévisions du trafic de l'océan Atlantique pour la fin 1976 afin de déterminer la capacité (en mode FDM/FM) de chaque répéteur. Les résultats obtenus ont donné une capacité du Satellite disponible de 12 000 voies et une capacité de 10 000 voies utilisable. (notons que la différence entre ces deux nombres provient du rendement des porteuses de 80 %

On s'est aperçu que la différence entre le nombre de voies disponible et le nombre de voies utilisable, pour les 3 configurations n'est pas importante ; pour ces raisons, l'utilisation de répéteur à bandes égales et puissances égales est la configuration qui a été retenue.

Le choix du nombre de répéteur étant déterminé, il serait important de connaître qu'elle est le nombre de répéteur qui serait en état de fonctionnement au bout d'une certaine période d'utilisation.

La figure (IV.24) donne la probabilité de survie en fonction du nombre d'années.

Cette étude a été effectuée avec une configuration de 12 répéteurs.

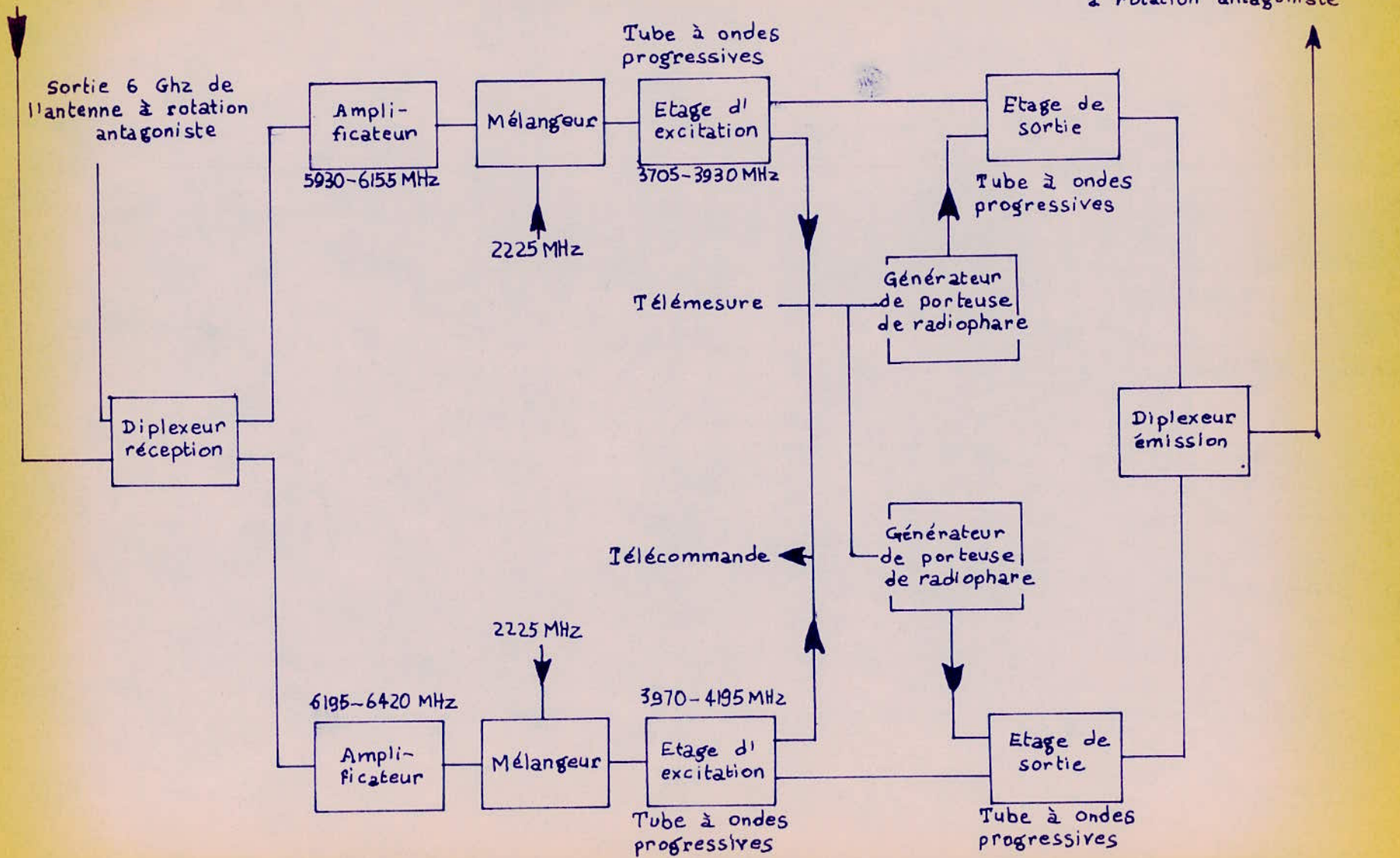
On remarque que la probabilité de survie dans le cas d'avoir (12/12) répéteurs en état de fonctionnement est la plus faible.

Afin de parer à toute éventualité de panne d'un élément du répéteur, on a pris la précaution d'installer un deuxième élément en parallèle.

Pendant que l'un fonctionne, l'autre est en "stand-by" et dès que l'un tombe en panne, l'autre est mis en service par l'intermédiaire d'un commutateur.



Antenne omnidirectionnelle 6 Ghz

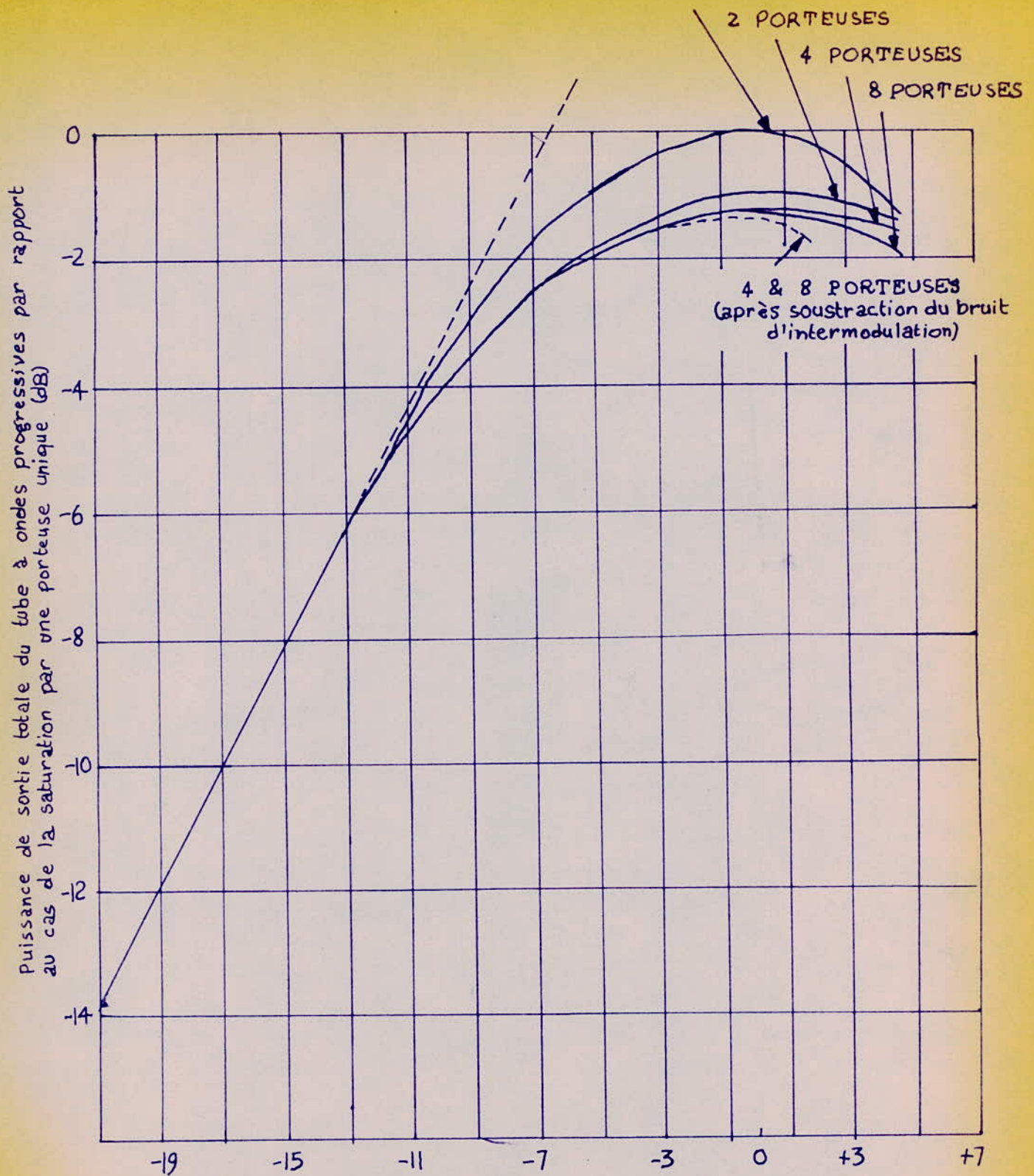


Entrée 4 Ghz de l'antenne à rotation antagoniste

SATELLITE INTELSAT III : SCHEMA DE PRINCIPE SIMPLIFIE

FIG. IV. 7.

UNE SEULE PORTEUSE



Puissance à l'entrée du tube à ondes progressives par rapport au cas de la saturation par une porteuse unique (dB)

FIG IV-9.

CARACTERISTIQUE DE TRANSFERT DE PUISSANCE TYPIQUE  
D'UN TUBE A ONDES PROGRESSIVES D'UN SATELLITE



niveau des produits d'intermodulation  
du 3<sup>e</sup> ordre (dB).

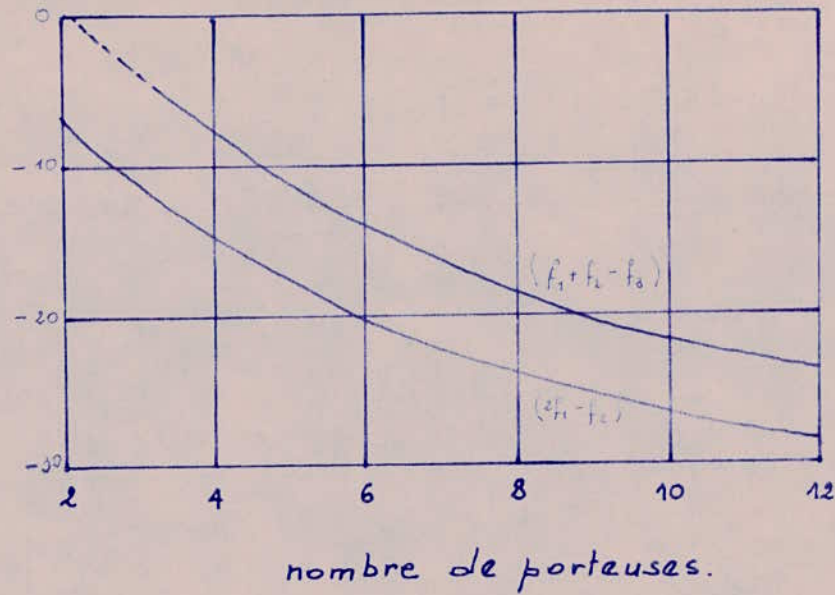
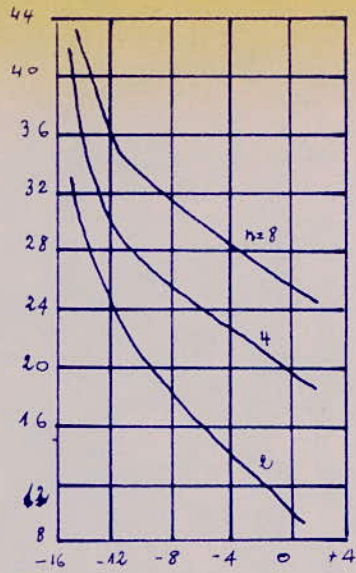


figure: IV-10. variation du niveau des produits d'intermodulation du 3<sup>e</sup> ordre en fonction du nombre de porteuses.

Rapport de la puissance de portaises  
sur produits d'Intermodulation  
(dB)

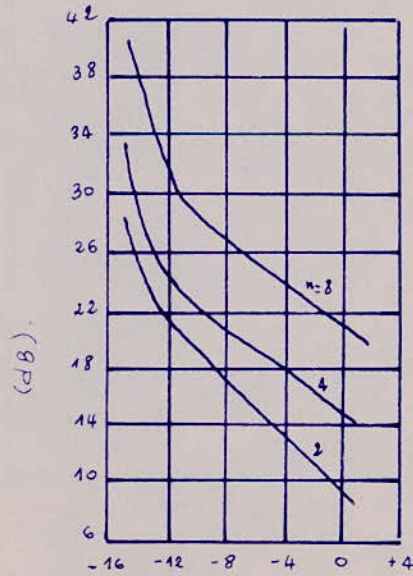


niveau relatif d'entrée (dB).

figure: 12-a niveau des produits d'Intermodulation du type  $(2f_1 - f_2)$ .

↕ figure. 11-12

Rapport puissance de portaises sur produits  
d'Intermodulation  
(dB).



niveau relatif d'entrée (dB).

figure: 12-b niveau des produits d'Intermodulation du type  $(f_1 + f_2 - f_3)$ .



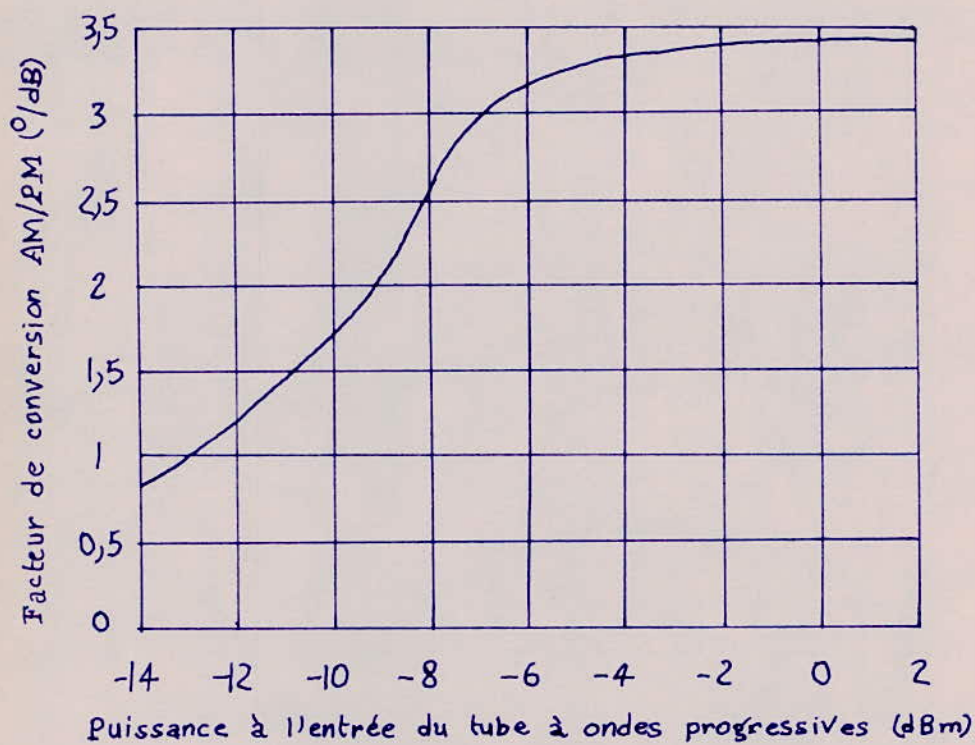


FIG IV - 13

FACTEUR DE CONVERSION TYPIQUE AM/PM DU TUBE A ONDES PROGRESSIVES DE SORTIE D'UN SATELLITE

ANTENNE DE RECEPTION

ANTENNES D'EMMISSION.

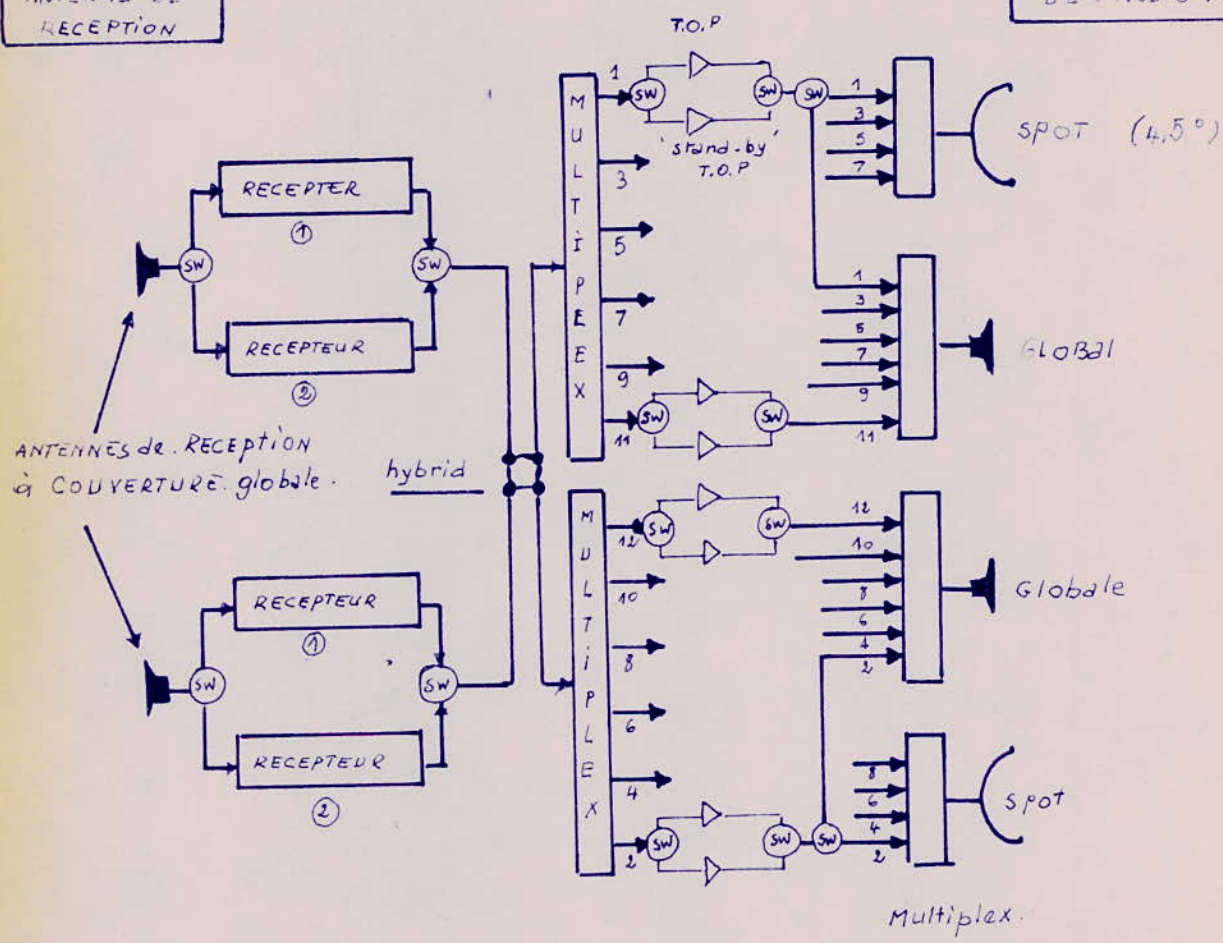


figure: IV.14. schéma. Simplifié du Bloc. Emetteur - Recepteur.  
du. Satellite. INTELSAT. IV



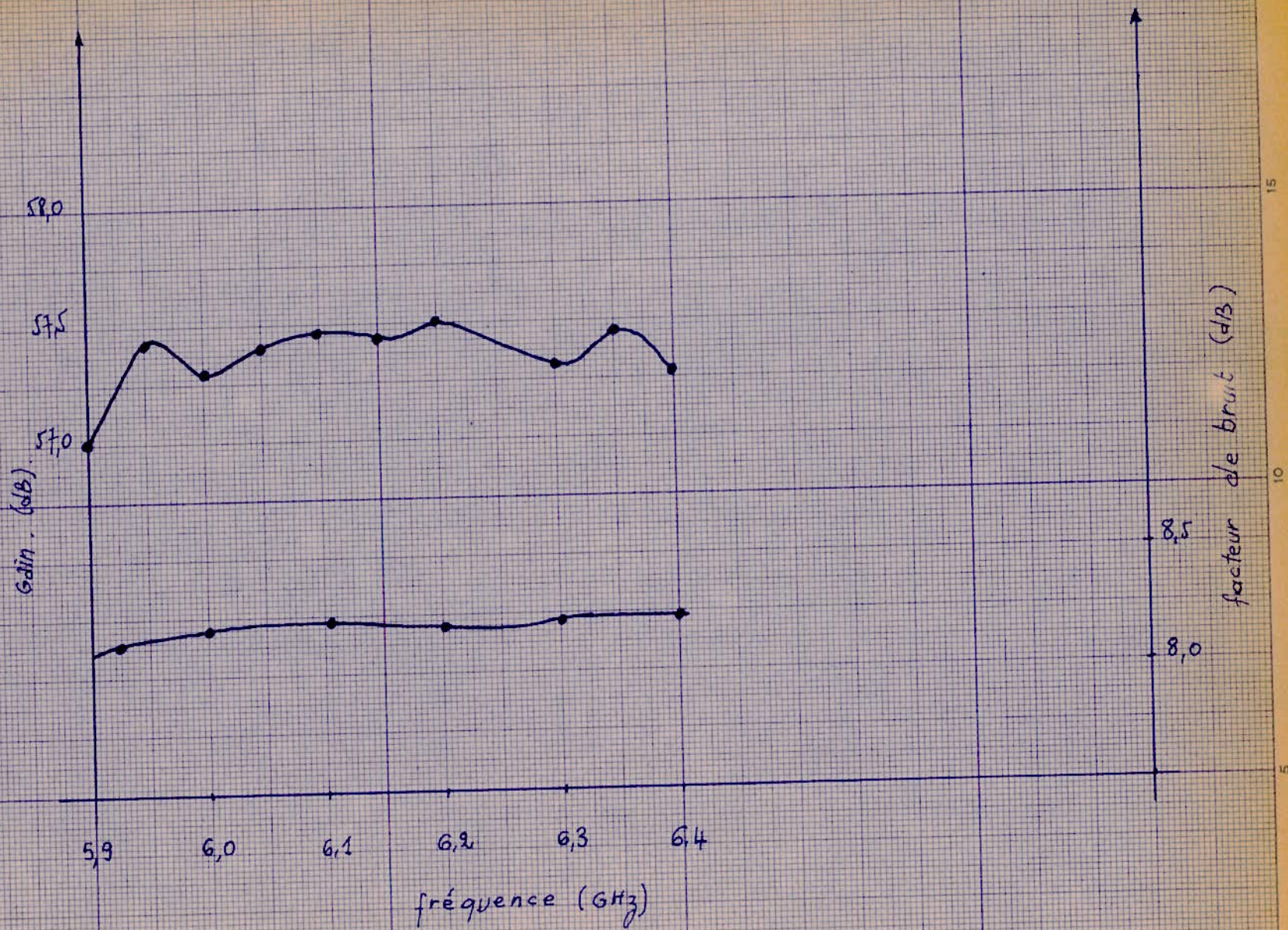


figure: IV-15 Caractéristiques du Récepteur



51 01 5

5

0.20

0.15

0.10

0.05

0

1

2

3

4

5

6

7

8

9

10

11

12

13

14

15

16

17

18

19

20

21

22

23

24

25

26

27

28

29

30

31

32

33

34

35

36

37

38

39

40

41

42

43

44

45

46

47

48

49

50

51

52

53

54

55

56

57

58

59

60

61

62

63

64

65

66

67

68

69

70

71

72

73

74

75

76

77

78

79

80

81

82

83

84

85

86

87

88

89

90

91

92

93

94

95

96

97

98

99

100

101

102

103

104

105

106

107

108

109

110

111

112

113

114

115

116

117

118

119

120

121

122

123

124

125

126

127

128

129

130

131

132

133

134

135

136

137

138

139

140

141

142

143

144

145

146

147

148

149

150

151

152

153

154

155

156

157

158

159

160

161

162

163

164

165

166

167

168

169

170

171

172

173

174

175

176

177

178

179

180

181

182

183

184

185

186

187

188

189

190

191

192

193

194

195

196

197

198

199

200

201

202

203

204

205

206

207

208

209

210

211

212

213

214

215

216

217

218

219

220

221

222

223

224

225

226

227

228

229

230

231

232

233

234

235

236

237

238

239

240

241

242

243

244

245

246

247

248

249

250

251

252

253

254

255

256

257

258

259

260

261

262

263

264

265

266

267

268

269

270

271

272

273

274

275

276

277

278

279

280

281

282

283

284

285

286

287

288

289

290

291

292

293

294

295

296

297

298

299

300

301

302

303

304

305

306

307

308

309

310

311

312

313

314

315

316

317

318

319

320

321

322

323

324

325

326

327

328

329

330

331

332

333

334

335

336

337

338

339

340

341

342

343

344

345

346

347

348

349

350

351

352

353

354

355

356

357

358

359

360

361

362

363

364

365

366

367

368

369

370

371

372

373

374

375

376

377

378

379

380

381

382

383

384

385

386

387

388

389

390

391

392

393

394

395

396

397

398

399

400

401

402

403

404

405

406

407

408

409

410

411

412

413

414

415

416

417

418

419

420

421

422

423

424

425

426

427

428

429

430

431

432

433

434

435

436

437

438

439

440

441

442

443

444

445

446

447

448

449

450

451

452

453

454

455

456

457

458

459

460

461

462

463

464

465

466

467

468

469

470

471

472

473

474

475

476

477

478

479

480

481

482

483

484

485

486

487

488

489

490

491

492

493

494

495

496

497

498

499

500

501

502

503

504

505

506

507

508

509

510

511

512

513

514

515

516

517

518

519

520

521

522

523

524

525

526

527

528

529

530

531

532

533

534

535

536

537

538

539

540

541

542

543

544

545

546

547

548

549

550

551

552

553

554

555

556

557

558

559

560

561

562

563

564

565

566

567

568

569

570

571

572

573

574

575

576

577

578

579

580

581

582

583

584

585

586

587

588

589

590

591

592

593

594

595

596

597

598

599

600

601

602

603

604

605

606

607

608

609

610

611

612

613

614

615

616

617

618

619

620

621

622

623

624

625

626

627

628

629

630

631

632

633

634

635

636

637

638

639

640

641

642

643

644

645

646

647

648

649

650

651

652

653

654

655

656

657

658

659

660

661

662

663

664

665

666

667

668

669

670

671

672

673

674

675

676

677

678

679

680

681

682

683

684

685

686

687

688

689

690

691

692

693

694

695

696

697

698

699

700

701

702

703

704

705

706

707

708

709

710

711

712

713

714

715

716

717

718

719

720

721

722

723

724

725

726

727

728

729

730

731

732

733

734

735

736

737

738

739

740

741

742

743

744

745

746

747

748

749

750

751

752

753

754

755

756

757

758

759

760

761

762

763

764

765

766

767

768

769

770

771

772

773

774

775

776

777

778

779

780

781

782

783

784

785

786

787

788

789

790

791

792

793

794

795

796

797

798

799

800

801

802

803

804

805

806

807

808

809

810

811

812

813

814

815

816

817

818

819

820

821

822

823

824

825

826

827

828

829

830

831

832

833

834

835

836

837

838

839

840

841

842

843

844

845

846

847

848

849

850

851

852

853

854

855

856

857

858

859

860

861

862

863

864

865

866

867

868

869

870

871

872

873

874

875

876

877

878

879

880

881

882

883

884

885

886

887

888

889

890

891

892

893

894

895

896

897

898

899

900

901

902

903

904

905

906

907

908

909

910

911

912

913

914

915

916

917

918

919

920

921

922

923

924

925

926

927

928

929

930

931

932

933

934

935

936

937

938

939

940

941

942

943

944

945

946

947

948

949

950

951

952

953

954

955

956

957

958

959

960

961

962

963

964

965

966

967

968

969

970

971

972

973

974

975

976

977

978

979

980

981

982

983

984

985

986

987

988

989

990

991

992

993

994

995

996

997

998

999

1000

1001

1002

1003

1004

1005

1006

1007

1008

1009

1010

1011

1012

1013

1014

1015

1016

1017

1018

1019

1020

1021

1022

1023

1024

1025

1026

1027

1028

1029

1030

1031

1032

1033

1034

1035

1036

1037

1038

1039

1040

1041

1042

1043

1044

1045

1046

1047

1048

1049

1050

1051

1052

1053

1054

1055

1056

1057

1058

1059

1060

1061

1062

1063

1064

1065

1066

1067

1068

1069

1070

1071

1072

1073

1074

1075

1076

1077

1078

1079

1080

1081

1082

1083

1084

1085

1086

1087

1088

1089

1090

1091

1092

1093

1094

1095

1096

1097

1098

1099

1100

1101

1102

1103

1104

1105

1106

1107

1108

1109

1110

1111

1112

1113

1114

1115

1116

1117

1118

1119

1120

1121

1122

1123

1124

1125

1126

1127

1128

1129

1130

1131

1132

1133

1134

1135

1136

1137

1138

1139

1140

1141

1142

1143

1144

1145

1146

1147

1148

1149

1150

1151

1152

1153

1154

1155

1156

1157

1158

1159

1160

1161

1162

1163

1164

1165

1166

1167

1168

1169

1170

1171

1172

1173

1174

1175

1176

1177

1178

1179

1180

1181

1182

1183

1184

1185

1186

1187

1188

1189

1190

1191

1192

1193

1194

1195

1196

1197

1198

1199

1200

1201

1202

1203

1204

1205

1206

1207

1208

1209

1210

1211

1212

1213

1214

1215

1216

1217

1218

1219

1220

1221

1222

1223

1224

1225

1226

1227

1228

1229

1230

1231

1232

1233

1234

1235

1236

1237

1238

1239

1240

1241

1242

1243

1244

1245

1246

1247

1248

1249

1250

1251

1252

1253

1254

1255

1256

1257

1258

1259

1260

1261

1262

1263

1264

1265

1266

1267

1268

1269

1270

1271

1272

1273

1274

1275

1276

1277

1278

1279

1280

1281

1282

1283

1284

1285

1286

1287

1288

1289

1290

1291

1292

1293

1294

1295

1296

1297

1298

1299

1300

1301

1302

1303

1304

1305

1306

1307

1308

1309

1310

1311

1312

1313

1314

1315

1316

1317

1318

1319

1320

1321

1322

1323

1324

1325

1326

1327

1328

1329

1330

1331

1332

1333

1334

1335

1336

1337

1338

1339

1340

1341

1342

1343

1344

1345

1346

1347

1348

1349

1350

1351

1352

1353

1354

1355

1356

1357

1358

1359

1360

1361

1362

1363

1364

1365

1366

1367

1368

1369

1370

1371

1372

1373

1374

1375

1376

1377

1378

1379

1380

1381

1382

1383

1384

1385

1386

1387

1388

1389

1390

1391

1392

1393

1394

1395

1396

1397

1398

1399

1400

1401

1402

1403

1404

1405

1406

1407

1408

1409

1410

1411

1412

1413

1414

1415

1416

1417

1418

1419

1420

1421

1422

1423

1424

1425

1426

1427

1428

1429

1430

1431

1432

1433

1434

1435

1436

1437

1438

1439

1440

1441

1442

1443

1444

1445

1446

1447

1448

1449

1450

1451

1452

1453

1454

1455

1456

1457

1458

1459

1460

1461

1462

1463

1464

1465

1466

1467

1468

1469

1470

1471

1472

1473

1474

1475

1476

1477

1478

1479

1480

1481

1482

1483

1484

1485

1486

1487

1488

1489



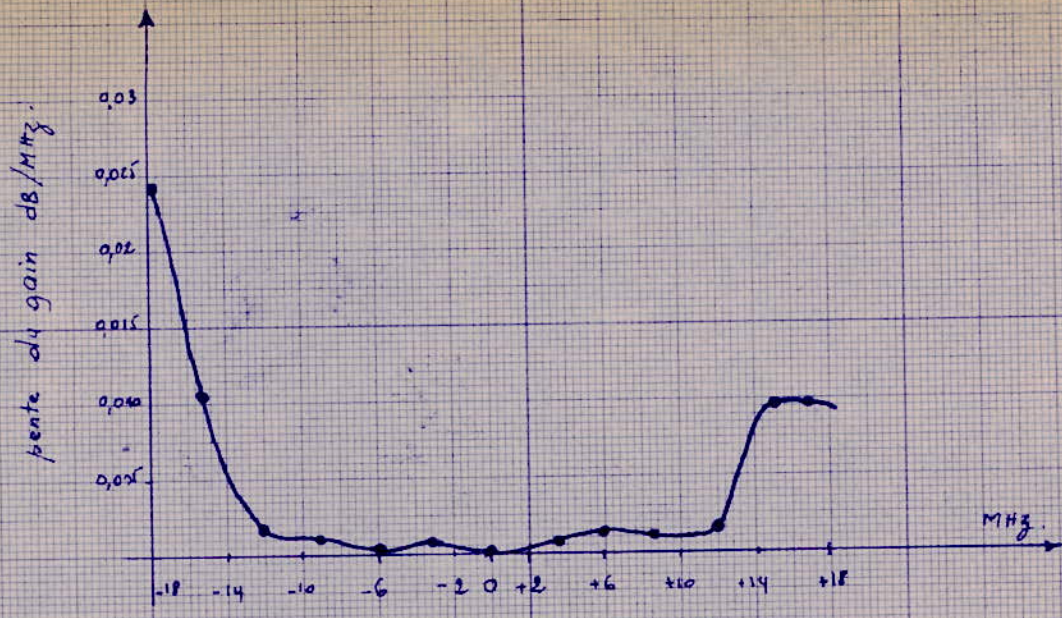


figure: IV-17 - a.



figure: IV-17 - b.

figure: IV-17. CARACTERISTIQUES du Multiplex. de sortie.



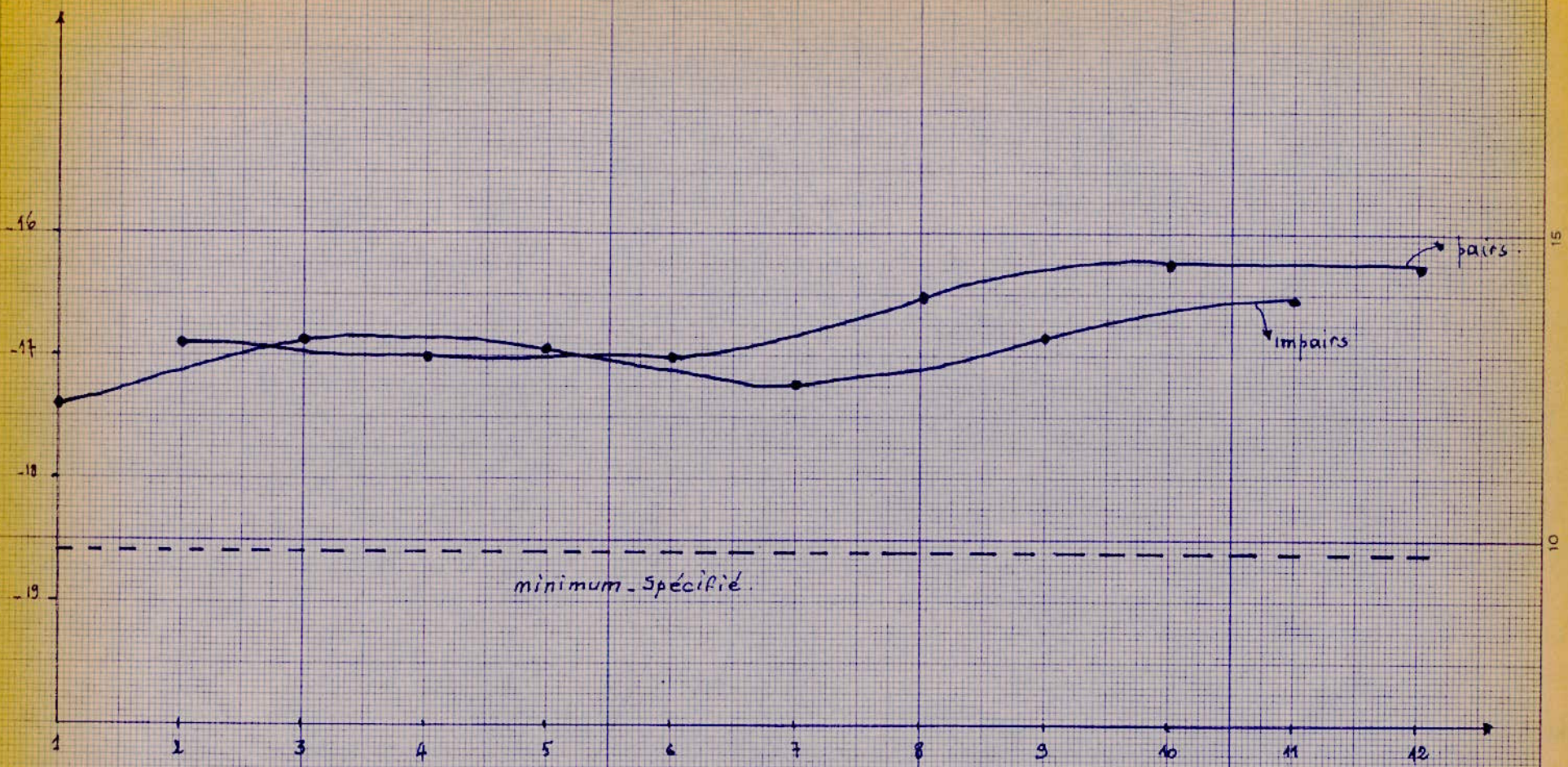


figure: IV-18. G/T. du Répéteur (pour les 2 Récepteurs).



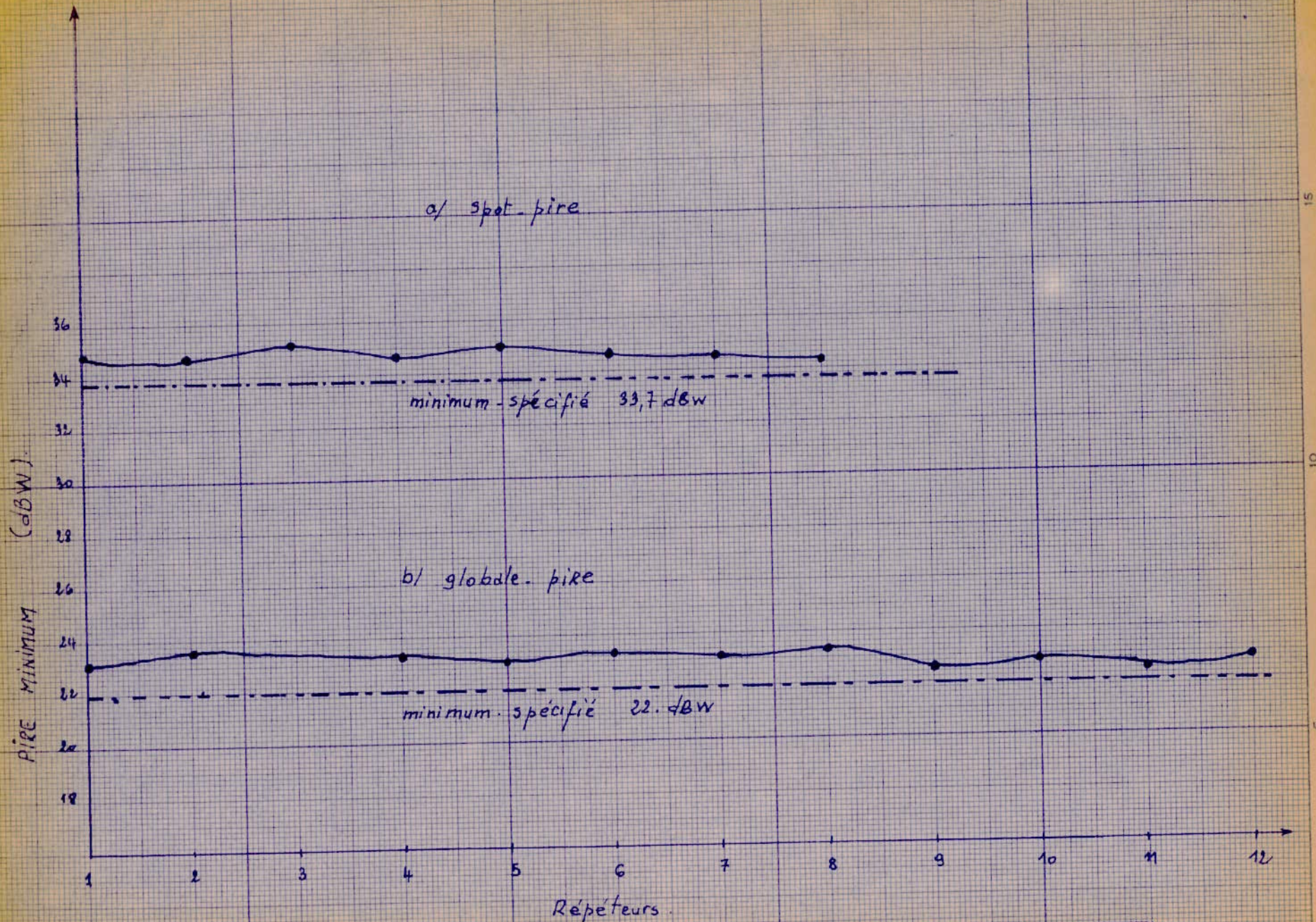


Figure: IV-19- (b) Pire en couverture globale et (a) pire en couverture réduite.



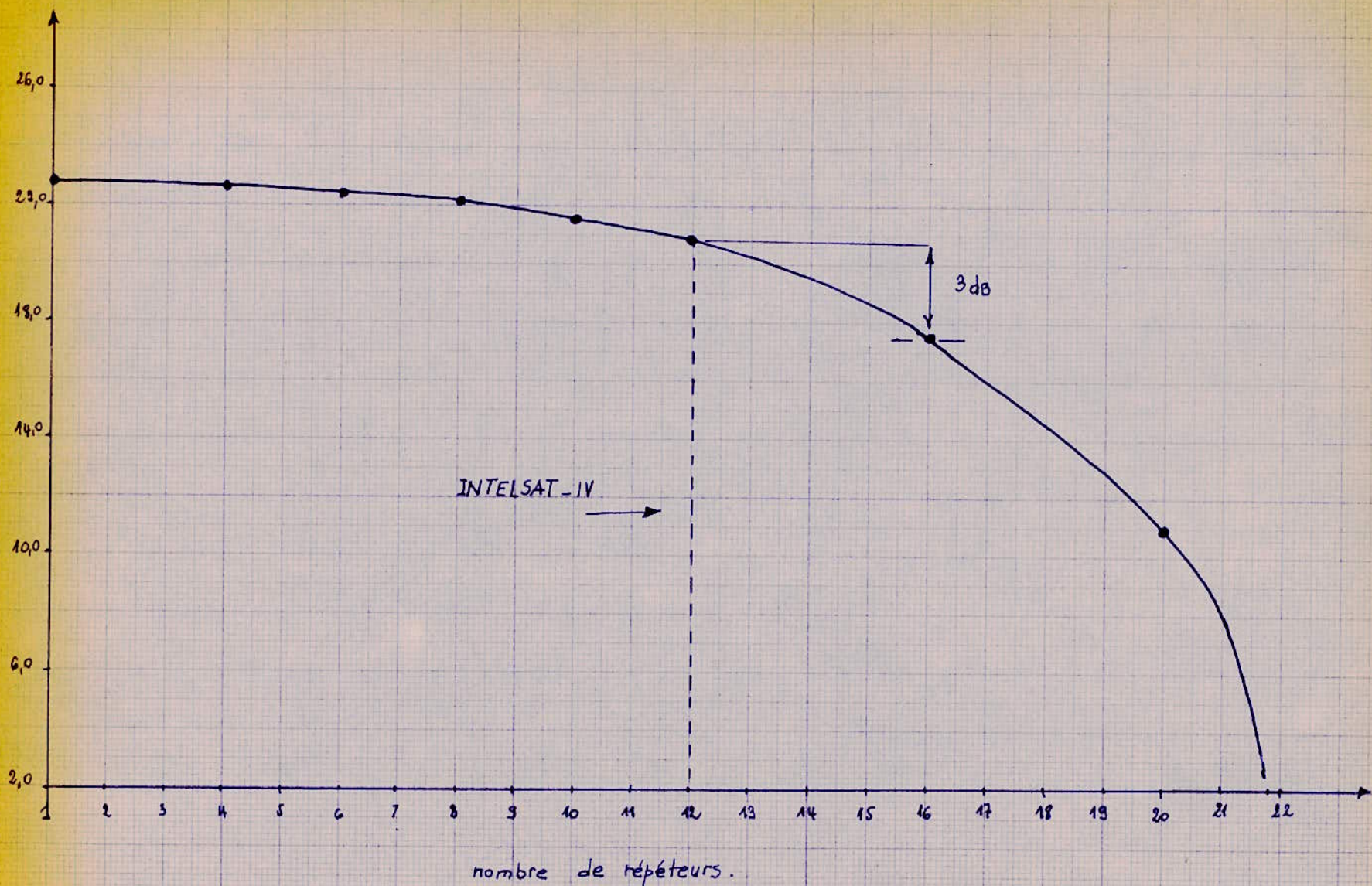


Figure: IV-20 - puissance totale utilisable en fonction du nombre de Répéteurs.



Bande totale (MHz)

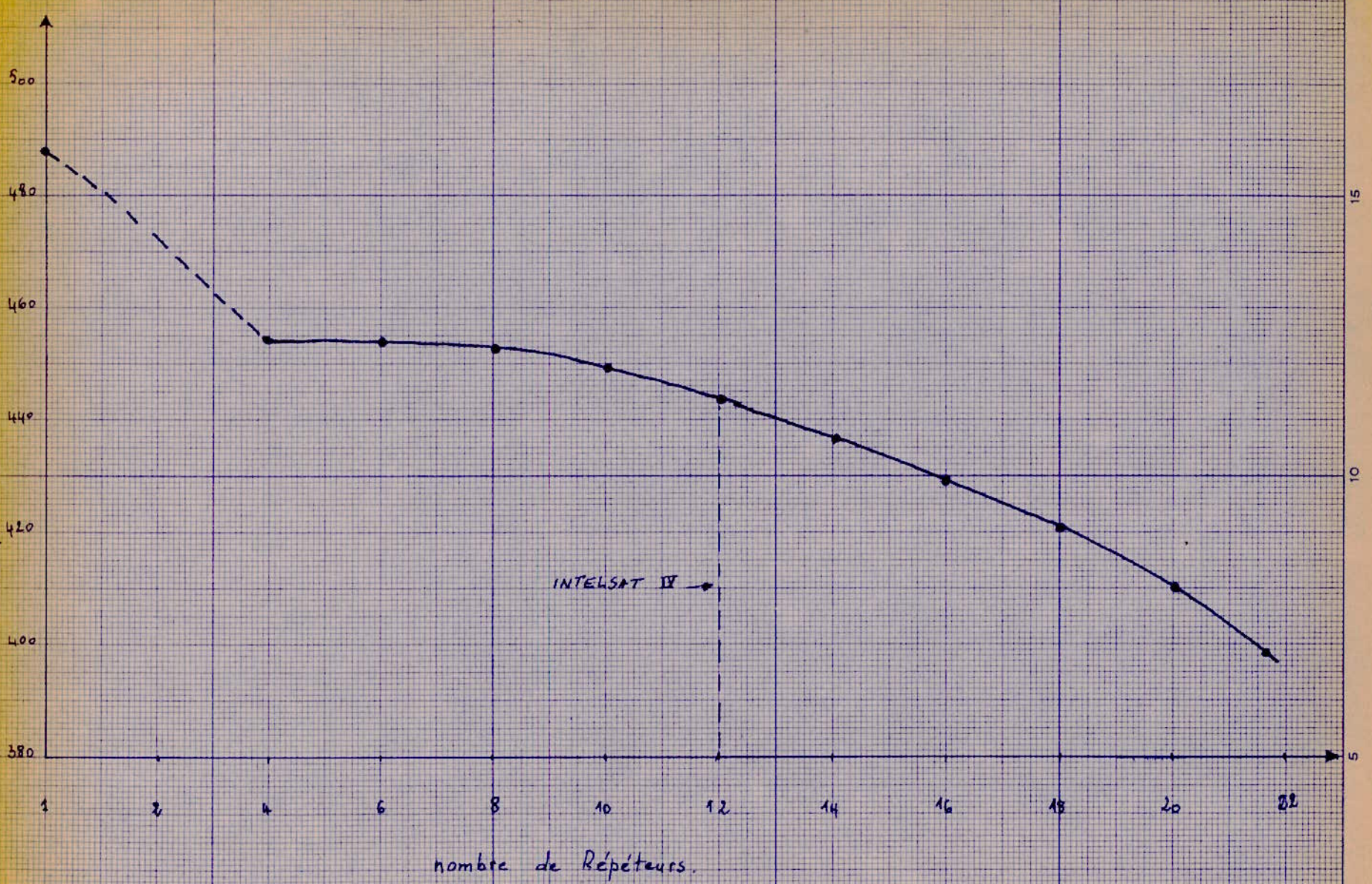


Figure. IV.21. Bande utilisable totale en fonction du n° de Répéteurs.



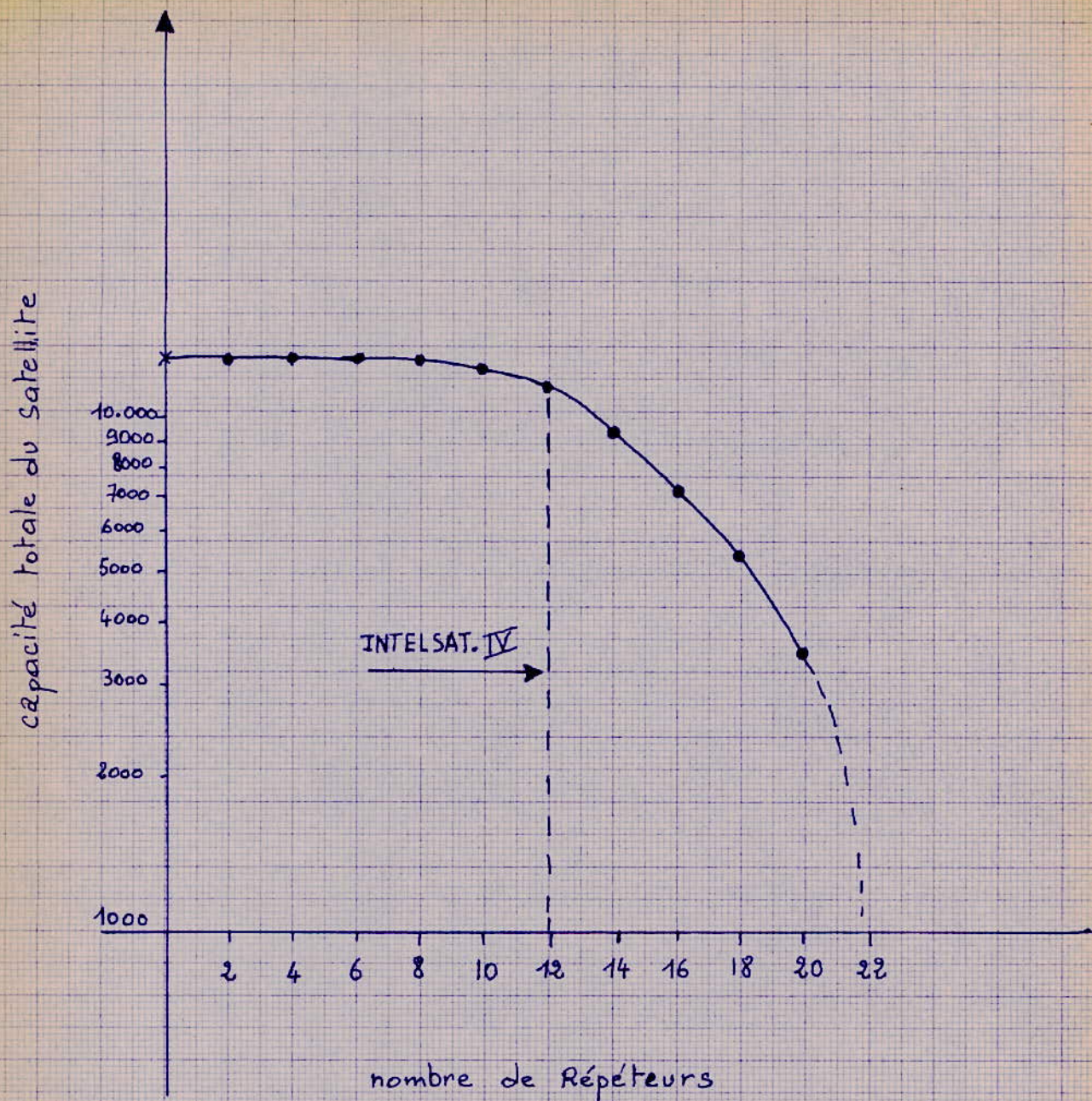


Fig: IV-22: Capacité totale du satellite, dans le cas de la couverture globale.



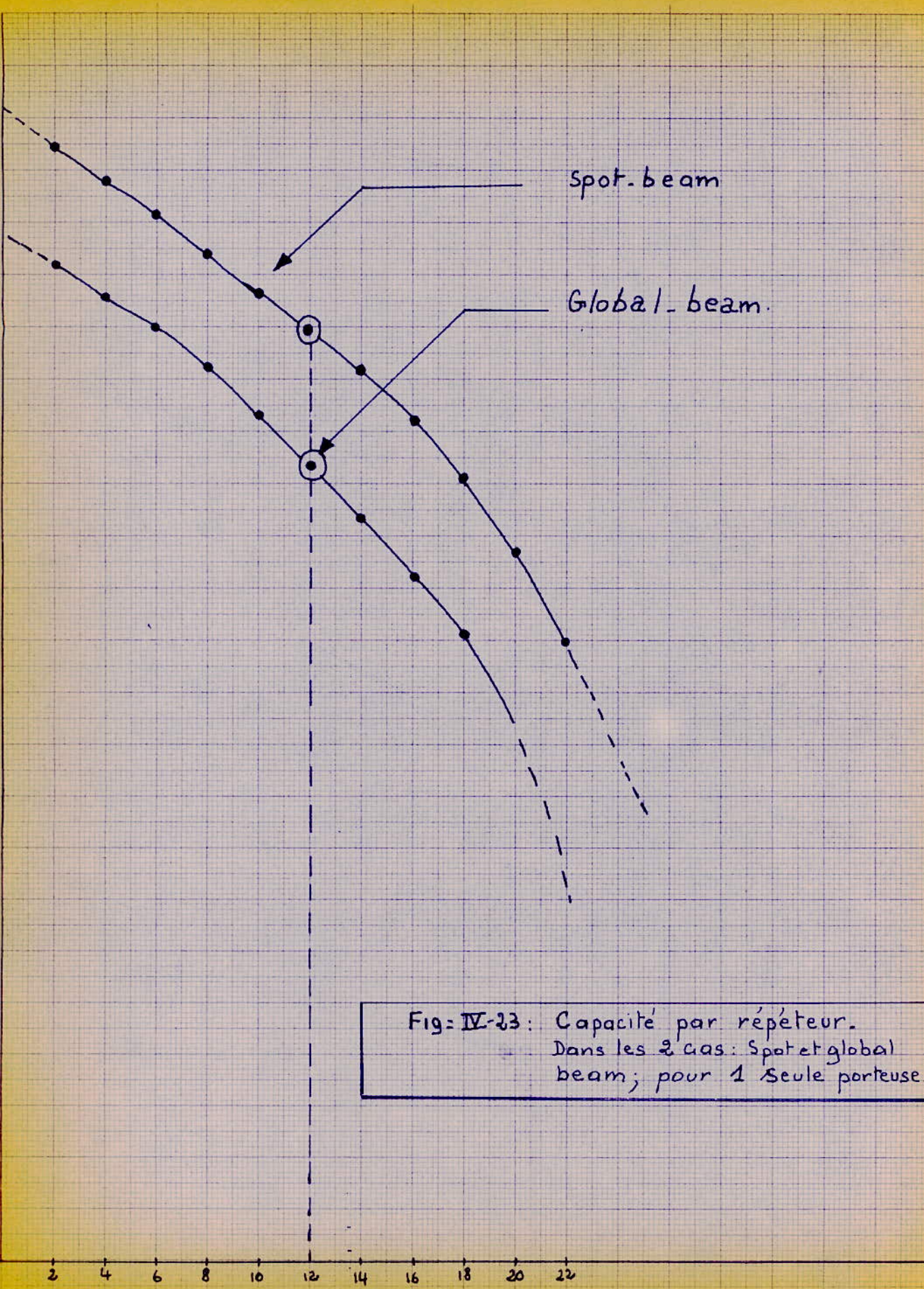


Fig: IV-23: Capacité par répéteur.  
 Dans les 2 cas: Spot et global beam; pour 1 seule porteuse.



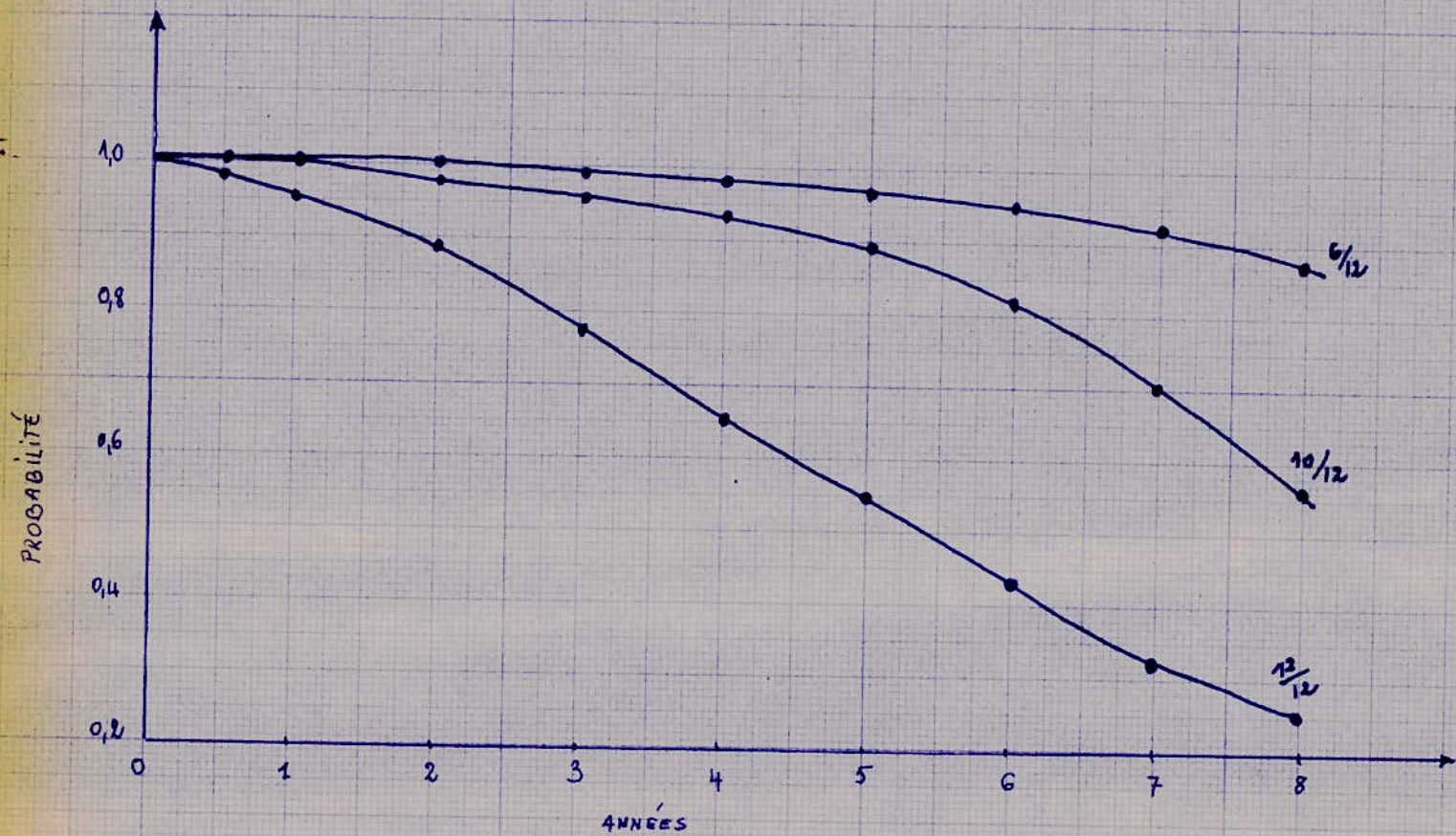


figure: IV-24 - Probabilité de Survie pour 12 Répéteurs.



DONNEES PRATIQUES DES CARACTERISTIQUES  
ET DES PARAMETRES DE TRANSMISSION EN TELEPHONIE  
A VOIES-MULTIPLES.

---

Pour tout système de télécommunication quel qu'il soit, l'exigence fondamentale doit être d'assurer, dans les voies de transmission de l'information, un rapport de puissance signal/bruit ayant une valeur satisfaisante.

Les principales sources de bruit dans un système de télécommunication par satellite à modulation de fréquence sont les suivants:

- a/ bruit thermique
- b/ bruit d'intermodulation
- c/ bruit de brouillage

Etant donné que les puissances de sortie sont relativement faibles pour les satellites du système INTELSAT, la plus grande partie du bruit thermique s'introduit dans le sens "satellite - terre".

La relation fondamentale entre le rapport signal sur bruit et le rapport porteuse sur bruit est donnée ci dessous

$$\boxed{(S/N) = (C/N) \cdot (f_r/f) \cdot (B/b)} \quad (1)$$

$$\boxed{(S/N) = (C/T) \cdot (1/Kb) \cdot (f_r/f)^2} \quad (2)$$

- où: S/N : rapport signal sur bruit dans une voie téléphonique  
 C : puissance de l'onde porteuse à l'entrée du récepteur  
 N : puissance de bruit dans la largeur de bande  $N = KTB$   
 $f_r$  : excursion de fréquence quadratique moyenne causée par une tonnalité d'essai de 1 mW  
 T : température de bruit équivalente du récepteur  
 K : constante de BOLTZMAN (  $1,38 \cdot 10^{-23}$  J/°K )  
 $K = - 228,6$  dBW/°K/Hz  
 b : largeur de la voie téléphonique (Hz )  
 B : largeur de bande à fréquence intermédiaire .

Nous donnons sous forme de tableaux; les différentes caractéristiques et les paramètres de transmission en téléphonie à voies multiples du système global .

. TÉLÉPHONIE à Voies - multiples.

TABLEAU - 1 - valeurs des caractéristiques utilisées dans INTELSAT III pour la Détermination des paramètres de transmission

standard de la station terrienne.		$G/T_0 = 40,7 \text{ dB}$
Préaccentuation (R)		3 dB
fréquence supérieure de la bande de base. ( $f_m$ )		$4,2 \times N \text{ (KHz)}$ .
charge du Multiplex (L)		$-1 + 4 \log N \text{ (dB)}$ .
facteur de crête (G)		12 dB pour le récepteur de la station, 13 dB pour
Marge de pluie (M)		6 (dB)
Back-off à l'entrée du répéteur ( $BO_i$ )		4 (dB)
Back-off à la sortie du répéteur ( $BO_o$ )		1.9 (dB)
Pire à la saturation du satellite pour une seule porteuse ( $P_{s,sat}$ )		22. (dBW)
Densité de puissance à saturation, à l'entrée du Répéteur pour une seule porteuse ( $W_s$ )		$-70,1 \text{ (dBW/m}^2\text{)}$
Bande occupée dans le satellite		$2 [f_r \cdot g_{sat} \cdot l + f_m]$ $g_{sat} \ 20 \log \cdot g_{sat} = 13 \text{ dB}$ $20 \log \cdot l = L$



Tableau - 2

Distribution du Bruit dans le système INTELSAT III en Téléphonie à voies multiples.

Bruit thermique de la liaison montante (pwp)	1410
Bruit d'intermodulation au satellite (pwp)	2340
Bruit thermique de la liaison descendante (pwp)	4250
Bruit des équipements de la station (pwp)	1000
Bruit dû au brouillage (pwp)	1000

Tableau - 3 Rapport  $C/T$  pour le bruit d'intermodulation du satellite (pour une seule porteuse)

capacité	24	60	132
$(C/T)_{I_0}$ dBW/K	-131,6	-131,6	-131,6

TABLEAU - 4-

paramètres de transmission. pour INTELSAT III

capacité de	24	60	132
Bande passante allouée du satellite (MHz)	5	10	20
fréquence supérieure de la bande de base. $f_m$ (KHz).	108	252	552
excursion d'une fréquence d'essai à un niveau relatif. 0 dbm $f_r$ (KHz).	250	410	630
Bande passante du satellite nécessaire (avec bande de garde) (MHz)	5,0	10,0	18,2
Rapport porteuse sur température de bruit au point d'opération ( $C/T$ ) dBW/K	-154,8	-151,3	-148,5
Bande passante du satellite sans bande de garde. (MHz)	3,95	7,95	14,4
Bande passante du récepteur de la station (MHz)	2,9	5,8	10,5
Densité de puissance de la station réceptrice dBW/m <sup>2</sup>	-159,0	-155,5	-152,7
Seuil de Marge (E). en dB	4,0	4,0	4,0
Marge de pluie M. en dB	6	6	6
PIRE du satellite $P_{sat}$ dBW (élévation 10°)	4,4	7,9	10,7
PIRE du satellite par voie. mW	115	103	89
PIRE de la station Emetteuse $P_{es}$ dBW	73,6	77,1	79,9
PIRE du satellite en W	2,75	6,2	11,8
Rapport $C/N$	9,2	9,7	10,1



(TÉLÉPHONIE à Voies-multiples).

TABLEAU - 1 - Valeurs des caractéristiques utilisées dans le système INTELSAT IV pour la Détermination des paramètres de transmission.

station . terrienne .	40,7 dB
Preaccentuation (P)	4 dB
fréquence supérieure de la bande de base ( $f_m \cdot \text{kHz}$ )	$4.2 \times N$ .
Charge du multiplex. (L)	$-1 + 4 \log N$ $N < 240$ $-15 + 10 \log N$ $N \geq 240$
facteur de crête (G)	10 dB
PIRE à saturation du Satellite pour des portuses - multiples ( $P_{s, \text{sat}}$ ).	34.2 dBW : spot - beam 22.5 dBW : global - beam.
Densité de puissance nécessaire pour obtenir la sortie saturation à la Sortie. ( $W_s$ ) .	-57.0 dBW/m <sup>2</sup> : spot - beam -67.0 dBW/m <sup>2</sup> : global - beam
Back-off . à l'entrée du T.O.P (du Répéteur) ( $BO_i$ )	16.0 dB : spot - beam 11.0 dB : global - beam
Back-off à la sortie . du T.O.P. ( $BO_o$ )	18.8 . dB : spot - beam 4.8 . dB : global - beam
Rapport G/T . du Répéteur ( $G/T$ ) <sub>s</sub>	-17.6 dB
Bande passante occupée du Satellite.	$2(f_r \cdot g \cdot l) + 2 f_m$ . $L = 20 \log l \cdot g$ . $G = 20 \log \cdot g$ .

Tableau - 2 -

PIRE DE LA STATION et PIRE DU SATELLITE

Système INTELSAT - IV

(angle d'élevation  $10^\circ$ ).

capacité (voies).	Global - beam		Spot - beam.	
	$P_{sat}$ (dBW)	$P_{ES}$ (dBW)	$P_{sat}$ (dBW)	$P_{ES}$ (dBW).
24	5.8	73.7	—	—
60	8.9	76.8	15.5	80.4
96	10.6	78.5	—	—
132	11.7	79.6	17.7	82.9
192	—	—	18.5	83.7
252	13.9	81.8	19.2	84.4
432	16.2	84.1	22.2	87.4
612	—	—	23.9	89.1
792	—	—	25.3	90.5
972	22.5	89.1	—	—
1872	—	—	34.2	97.6

TABLEAU - 3 - DISTRIBUTION DU BRUIT INTELSAT - IV TÉLÉPHONIE à VOIES MULTIPLES.

Bruit thermique de la liaison montante	pwp.	1130
Bruit d'intermodulation	pwp.	2160
Bruit thermique de la liaison descendante	pwp.	4210
Bruit des équipements de la station	pwp.	1500
Bruit dû au brouillage	pwp.	1000



TABLÉAU 4 Paramètres de transmission pour le système INTELSAT-IV (téléphonie à voix multiples).

capacité (voies)	24	60	96	132	252	432	972	/	60	132	192	252	432	612	792	1872
fréquence supérieure de la bande de base $f_m$ (kHz)	108	252	408	552	1052	1796	4028	/	252	552	804	1052	1796	2540	3284	8120
Bande Allouée du satellite MHz	2.5	5.0	7.5	10	15	25	36	/	2.5	5.0	7.5	10	15	20	25	36
excursion d'une fréquence d'essai	164	270	360	430	570	729	802	/	136	223	297	358	401	454	489	419
Rapport $C/T$ (dBW/K)	-153.0	-149.9	-148.2	-147.1	-144.1	-144.4	-135.2	/	-144.0	-141.4	-140.6	-139.9	-136.2	-134.2	-132.8	-123.5
porteuse sur bruit mesuré en bande passante occupée $C/N$ dB	12.7	12.7	12.7	12.7	13.6	14.1	17.8	/	21.1	20.7	19.9	19.4	21.3	21.9	22.3	29.5

↑ global-beam. ↗

↖ spot-beams. ↘

## ~ CONCLUSION ~

Cette analyse nous a permis d'un  
part, d'étudier le satellite de télécommunication,  
et d'autre part d'aborder, les différents prob-  
lèmes qui se posent, tant pour sa conception que  
pour son exploitation.

Malgré les divers avantages qu'il  
offre et que nous avons essayé de mettre en évidence,  
il existe néanmoins des inconvénients qui resor-  
tent de l'analyse.

Ainsi, il importe de noter en particulier,  
l'inconvénient majeur qui est l'important affai-  
blissement en espace libre: augmentation de 31 dB  
entre 1000 et 36.000 km.

Il faut noter en outre, que l'altitude  
élevée, nécessite l'emploi de lanceurs puissants,  
d'où le coût d'un tel système. En plus, un  
seul satellite ne permet pas de télécommunication  
sur l'ensemble du globe.

Nous avons remarqué aussi, que la  
réception se faisait uniquement en "GLOBAL-BEAM",



ce qui nous a amené à poser la question de la réception en "SPOT-BEAM". En effet, ce dernier mode de réception, permet de diminuer la PIRE de la station terrienne, mais il présente quant à lui les inconvénients suivants :-

1°/ La capacité du satellite est réduite, l'antenne de réception à couverture étroite Ouest devra être connectée à l'antenne émettrice à couverture étroite Est et réciproquement.

Cet arrangement ne permet pas l'utilisation des antennes d'émission à couverture étroite pour le trafic entre les stations situées à l'intérieur de la zone de couverture réduite.

2°/ La complexité du satellite est augmentée. En effet, cette opération nécessite des équipements en plus, à savoir des multiplex et des commutateurs (comme on l'a vu dans le paragraphe répéteur).

3°/ La susceptibilité aux brouillages augmente en effet, le rapport porteuse sur bruit à la réception qui est de l'ordre de 25 à 30 dB. d'augmentation du gain de l'antenne de réception entraînera par conséquent le risque de brouillage de la liaison montante.

Nous constatons que ces inconvénients ne sont <sup>pas</sup> encore surmontés, car les antennes de réception sont en "GLOBAL-BEAM".

Cependant, une légère amélioration dans le mode de réception a vu le jour, une réception en hémisphérique a été mise au point dans les derniers satellites INTELSAT IV A, récemment mis en service.

On a constaté par ailleurs, que la durée de vie d'un satellite, est d'au plus égale à 7 ans; en réalité, dès qu'il atteint sa sixième année de service on le remplace par un autre.

Le problème d'une durée de vie plus longue reste toujours l'une des préoccupations majeures.

.../...



En outre, l'évolution des satellites est étroitement liée à l'augmentation considérable du trafic.

Le trafic prévu, avec une hypothèse de croissance de 17% par an devant être de l'ordre de 92.000 circuits téléphoniques internationaux en 1985, dont, 58.000 entre l'EUROPE et L'AFRIQUE, le MOYEN-ORIENT et les U.S.A, qui sont les principaux utilisateurs du réseau.

Pour cela, il est projeté une nouvelle génération de satellites, en l'occurrence INTELSAT V, qui seront mis en service à partir de 1979 à la place des satellites INTELSAT IV et IVA, et ce pour répondre aux besoins d'INTELSAT jusqu'en 1995.

INTELSAT V pourra transmettre 12.000 communications téléphoniques simultanées et deux programmes de T.V couleurs. Sa capacité sera équivalente au double de celle d'un satellite INTELSAT IVA.

Enfin, contrairement aux satellites actuels, il sera stabilisé "trois axes".

Nous concluons ce travail en émettant trois remarques :

o la première concernant l'ampleur du sujet, qui aurait mérité d'être divisée en trois grandes parties, qui auraient fait l'objet de trois études différentes mais complémentaires, ces parties seraient :

1° - LE SYSTEME D'ALIMENTATION D'UN SATELLITE .

2° - LES EQUIPEMENTS DE TELECOMMUNICATIONS

3° - TELEMEASURE ET TELECOMMANDE

▲ la deuxième remarque que nous faisons est que, l'analyse plus ou moins sommaire que nous avons fait pour certains points est due au manque de documentation.

▲ Enfin, la troisième remarque est plutôt un souhait que nous formulons, souhait qui se résume à notre espoir de trouver dans le proche avenir parmi les cours enseignés à l'université, celui de télécommunications spatiales.



B I B L I O G R A P H I E

J. PARES et V. TOSCHER : les systèmes de télécommunications par satellites .  
Collection de l'ENSTA.

C. ANCONA : Antennes Aérospatiales de Bord.  
ECOLE SUPERIEURE d'ELECTRICITE / OPTION RADAR - ESPACE . 1967.

l'AERONAUTIQUE et l'ASTRONAUTIQUE : 1976 - 3. n° 58.

L'ONDE ELECTRIQUE : 2 Vol - Février 69 n° 503  
Octobre - 63 n° 439.

" SEMINAIRE AU ROYAUME UNI SUR L'ORGANISATION et LE FONCTIONNEMENT D'UNE  
STATION TERRIENNE DE SATELLITES DE TELECOMMUNICATIONS " .  
LONDRES - MAI 1968 TOME 2

K. ONO. MIYA " ENGINEERING SYSTEM COMMUNICATIONS. BY . SATELLITES " .  
JAPAN 1975

ALBERT. DUCROCQ : " TELECOMMUNICATIONS PAR LE CIEL " - COSMOS ENCYCLOPEDIE .  
REVUE : ELECTRONICS. MAI 30. 1966

La recherche Spatiale : 2 Vol MARS - AVRIL 71  
JANV - FEVRIER 1971

J. FAGOT : TELECOMMUNICATIONS PAR SATELLITES .  
ECOLE SUPERIEUR d'ELECTRICITE . OPTION. RADAR - ESPACE . 1967

COMSAT - TECHNICAL. REVIEW. Vol 2. Number 2, FALL. 1972

COMSAT - TECHNICAL. REVIEW. Vol 5. Number 1, SPRING 1975

" ADVANCES in COMMUNICATION SYSTEMS " THEORY and APPLICATIONS.

Edited by. A. V. BALAKRISHNAN.

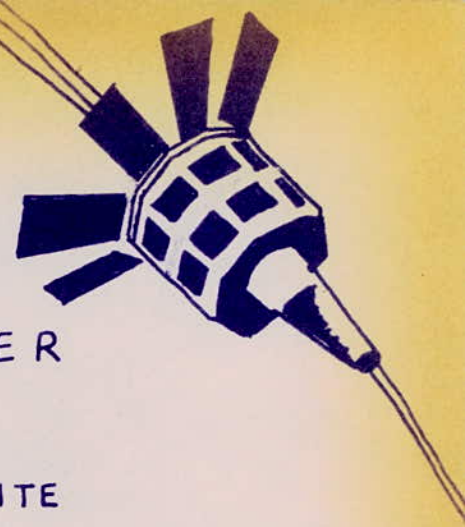
Vol 2 - 1966 - ACADEMIC. PRESS, NEW-YORK and  
LONDON.

LISTE DES REFERENCES:

- [1] DUCOT ( Claude ) : " les Télécommunications par faisceaux dirigés "  
ATOMES. n° 246 - Septembre 1967
- [2] ECHO 1: 93 mois dans l'espace . L'onde électrique - Vol 49  
Février 1969
- [3] Télécommunication Journal I T U, 35 ( aug 1968 ) 391.
- [4] M. THUE. "Utilisation des satellites dans les réseaux de télécommunications - TELECOM ( revue des anciens élèves de l'ENST ) - n° 17 - 4<sup>e</sup> trimestre 1967.
- [5] "Séminaire au ROYAUME - UNI sur l'organisation et le fonctionnement d'une station terrienne de satellite de communications."  
Londres - Mai 1968.
- [6] M. THUE. Ingénieur en chef des télécommunications au CNET -  
"RADIOCOMMUNICATIONS - SPATIALES"
- [7] M. THUE. "Utilisation des satellites dans les réseaux de télécommunications TELECOM ( revue des anciens élèves de l'ENST ) n° 17 4<sup>e</sup> trimestre 1967.
- [8] W. H SIERER and W. A SNYBERT : "Attitude détermination satellite"  
Journal of spacecraft and Rockets, Vol n° 2  
February 1969.
- [9] H. LAZENNEC : "Pilotage des missiles et des véhicules spatiaux"  
- Dunod - 1966
- [10] Polycope ENST Juin 1976.
- [11] J. L MAURY : "stabilisation angulaire des satellites et sondes spatiales" ENSAé - 1969.
- [12] W. H SIERER and W. A SNYBERT : "Attitude détermination Satellites" . Journal of spacecraft and Rockets.  
Vol. n° 2 February - 1969 -



- [13] H. LAZENNEE : "Pilotage des missiles et des véhicules spatiaux"  
- Dunod - 1966.
- [14] "Détermination des températures d'un satellite"  
J. P. DELPONT - l'Aéronautique et l'Astronautique. n° 8 et 9 - 1969.
- [15] M. J. BERTRAIS "Températures extrêmes en aéronautique et en astro-  
nautique" - L'onde électrique - n° 439 - Oct 1963.
- [16] H. R. SHELMT : "The effect of space environment on materials"  
Electronic component . August 1969.
- [17] G. DAWSON : Revue des télécommunications ( ITT ) n° 44/4 - 1969.
- [18] J. L. MAURY "stabilisation angulaire des satellites et sondes  
spatiales" cours ENSAE - 1969.
- [19] W. L. BLACK, B. HOWLAND and E.A VRABLIK  
"An électromagnétique attitude control system for a  
synchronous Satellite" J. Spacecraft - Vol 6 - 1<sup>st</sup>  
july 1969.



UNIVERSITE D'ALGER

DEPARTEMENT ELECTRICITE

FILIERE D'INGENIEUR EN ELECTRONIQUE

## PROJET DE FIN D'ÉTUDES

SUJET :

Le. Satellite de télécommunications

PROPOSÉ PAR :

M<sup>r</sup> ADANE.

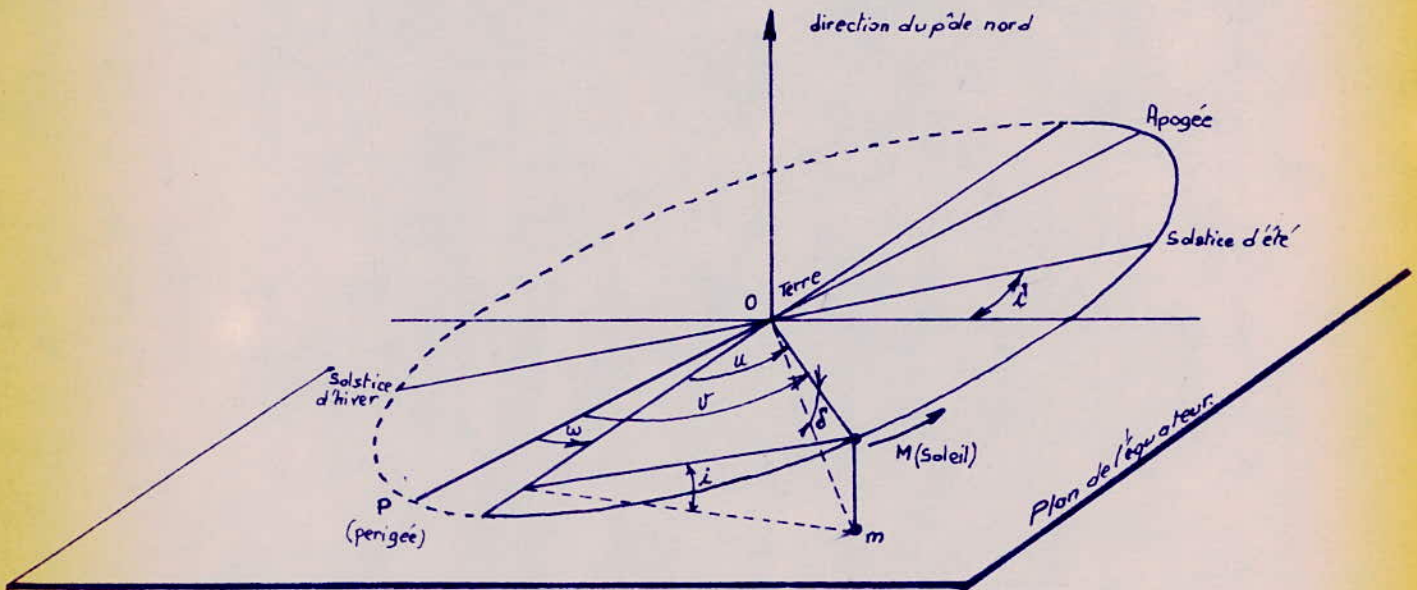
Étudié par :

HENNI-CHEBRA. Hadj et HADDADJ. youcef.



## Relation entre la déclinaison du Soleil et son élongation nodale $u$ :

Dans son mouvement apparent, le Soleil décrit une ellipse dont la Terre occupe un foyer. Le plan de cette ellipse est incliné d'un angle  $i = 23^{\circ} 27'$  sur le plan de l'équateur terrestre. (fig 1).



Nous avons :

$$\left. \begin{array}{l} m M = H M \sin i \\ H M = O M \sin u \end{array} \right\} \Rightarrow m M = O M \sin u \cdot \sin i$$

or,  $m M = O M \sin \delta$ .

d'où par conséquent :  $\sin \delta = \sin i \cdot \sin u$ .

d'autre part ;  $i = 23^{\circ} 27'$  il vient ;  $\sin i = 0,39795 = \lambda$

Par conséquent :  $\sin \delta = \lambda \sin u$ . (1)

La relation,  $\cos \alpha = \frac{0,9885}{\cos \delta}$  devient :

$$\cos \alpha = \frac{0,9885}{\sqrt{1 - \sin^2 \delta}}$$

$$\text{d'où : } \cos \alpha = \frac{0,9885}{\sqrt{1 - \lambda^2 \sin^2 u}} \quad (2)$$

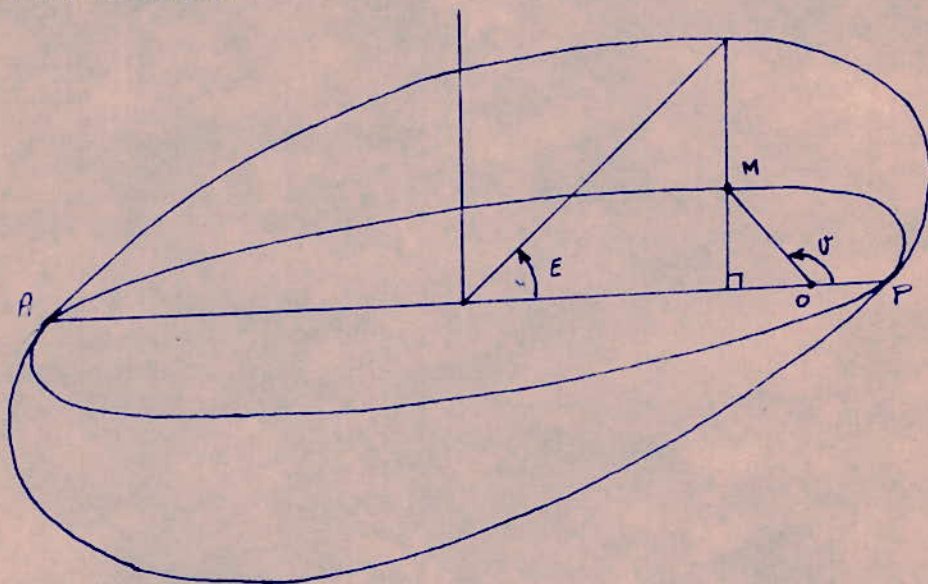
avec :  $\lambda^2 = 0,15836$ .

Si  $\nu$  désigne l'anomalie vraie du Soleil (angle de la direction du périhélie avec celle du Soleil à un instant donné, compté positivement dans le sens de la trajectoire) on a :

$$u = \nu - \omega$$

L'angle  $\omega = (\vec{OP}, \vec{O\bar{\gamma}})$  reste sensiblement constant au cours des années en négligeant la précession des équinoxes (dont la période égale à 25800 ans est grande vis-à-vis de la durée de vie d'un satellite artificiel.)  
La valeur de  $\omega$  était de  $78^\circ 5'$  pour l'année 1972.

Utilisation de l'anomalie excentrique  $E$  - Equation horaire du mouvement :



Les angles  $\nu$  et  $E$  sont liés par :

$$\cos E = \frac{e + \cos \nu}{1 + e \cos \nu} \quad (3)$$

$$\cos \nu = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \quad (4)$$

L'avantage de remplacer  $\nu$  par  $E$ , tient au fait que l'équation horaire de révolution, déduite de la loi des aires, a une forme relativement simplifiée :



$$E = e \sin E + 2\pi \frac{t}{T} \quad (5)$$

$E$  : en radians

$T$  : période de révolution

$e$  : excentricité de l'ellipse

L'origine des temps  $t$  coïncide avec le passage au périhélie ( $E=0$  pour  $t=0$ ).

Si par exemple, on veut connaître la déclinaison du Soleil et l'heure d'éclipse au jour  $t$  de l'année, on commence par résoudre l'équation précédente par rapport à  $E$ . L'angle  $v$  peut alors être calculé par (4), et sachant que  $u = v - 78^\circ$ , on a ensuite facilement les angles :  $\delta$  par (1) et  $\alpha$  par (2)

### Approximation du mouvement circulaire:

L'excentricité de l'orbite terrestre  $e = 0,01672$  étant très faible, on peut, dans une première approximation, la négliger et supposer que cette orbite est un cercle. Dans ce cas, les angles  $E$  et  $v$  se confondent et l'équation horaire devient:

$$v = E = 2\pi \frac{t}{T} \quad (\text{rotation uniforme}).$$

D'autre part, on peut aussi écrire:

$$u = 2\pi \frac{\tau}{T}$$

En comptant les temps  $\tau$  à partir de l'équinoxe vernal. Avec cette approximation, les angles  $\delta$  et  $\alpha$  donnés par les relations (1) et (2) seront calculés, en fonction du temps par:

$$\delta = \text{Arc sin} \left( A \sin 2\pi \frac{\tau}{T} \right) \quad (1')$$

$$\alpha = \text{Arc cos} \frac{0,9885}{\sqrt{1 - A^2 \sin^2 2\pi \frac{\tau}{T}}}$$

# NATURE DE L'ENVIRONNEMENT SPATIAL.

On distingue sept facteurs de nature différentes :

- Les champs gravifiques.
- Le vide
- Les rayonnements
- Le champ magnétique terrestre.
- Les météorites.
- Les particules cosmiques.
- L'apesanteur.

## 1°) champs gravifiques :

C'est l'attraction exercée par la Terre, sur une masse se trouvant au voisinage de sa surface.

Compte tenu de la vitesse de la masse (ici, le satellite), détermine le mouvement de son centre de masse.

L'intensité de ce champ varie avec l'altitude, si bien que les parties du satellite les plus éloignées du centre de la Terre sont moins attirées que les parties les plus proches. La résultante de ce gradient de gravité ne passant pas par le centre de masse du satellite, il y a donc création d'un couple.

D'autre part, nous avons étudié les effets du champ gravifique terrestre et lunisolaire, sur la position nominale du satellite. (respectivement, écart en longitude et en latitude).

## 2°) Vide :

Le vide est une des caractéristiques essentielles de l'environnement spatial.

Avec l'altitude, la densité des particules (atomes, ions, électrons) diminue très rapidement. A 36.000 km, la pression est inférieure à  $10^{-13}$  Torr (mm de mercure). La traînée est donc nulle.



### 3°) Rayonnements:

L'espace rayonne tel un corps noir à  $4^{\circ}\text{K}$ . Toute l'énergie thermique rayonnée est complètement absorbée; car il se comporte comme un "puits de froid" d'absorptivité égale à 1.

Cependant, les rayonnements reçus par le satellite proviennent principalement du Soleil et de la Terre (corps noir sphérique à  $300^{\circ}\text{K}$ .)

#### 3-1 Rayonnements solaires:

Les caractéristiques du rayonnement solaire sont:

- Son intensité:  $1400\text{W/m}^2$
- Sa répartition spectrale d'énergie qui est voisine de celle d'un corps noir à la température de  $6000^{\circ}\text{K}$ .
- Son diamètre apparent: 32 minutes

Longueur d'onde ( $\text{\AA}$ )	Fraction de l'énergie totale inférieure à $hc/\lambda$	Énergie ( $\text{ergs/cm}^2/\text{an}$ )
1	$10^{-11}$	$10^2 - 10^3$
10	$10^{-8}$	$10^5 - 10^6$
100	$10^{-6}$	$10^7 - 10^8$
500	$10^{-6}$	$10^8$
1000	$10^{-5}$	$10^8$
1500	$10^{-5}$	$10^9$
2000	$10^{-4}$	$4 \cdot 10^9$
2500	$1,3 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^{10}$
3000	$1,2 \cdot 10^{-2}$	$5 \cdot 10^{11}$
4000	$9,0 \cdot 10^{-2}$	$4 \cdot 10^{12}$
5000	$2,4 \cdot 10^{-1}$	$1,1 \cdot 10^{13}$

Spectre U.V du rayonnement solaire

#### 3-2 Rayonnement terrestre:

Il résulte du rayonnement solaire réfléchi (ALBEDO), et de son rayonnement propre; ce dernier correspond sensiblement à celui du corps noir à  $250^{\circ}\text{K}$ .

Pour un satellite stationnaire, l'intensité totale est inférieure à  $40\text{W/m}^2$ ; elle est donc négligeable devant celle du Soleil.



#### 4°) Champ magnétique terrestre:

Le champ magnétique terrestre  $H$ , à grande distance est celui d'un dipôle magnétique:  $M_T = 8,06 \cdot 10^{22}$  Ampères.tours. $m^2$ . Ce dipôle, fait un angle de  $11,4^\circ$  avec l'axe de rotation de la Terre. IL crée donc une induction;  $B = \mu_0 H$  ( $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7}$ ) qui a deux composantes:

— Une composante normale:  $B_n = \frac{10^{-7} M_T \sin \theta}{r^3}$  (wb/m<sup>2</sup>)

— Une composante radiale:  $B_r = \frac{10^{-7} M_T 2 \cos \theta}{r^3}$  (wb/m<sup>2</sup>)

où,  $r$  est la distance du point considéré au centre de la Terre, et  $\theta$  l'angle du rayon vecteur avec l'axe du dipôle.

Pour un satellite stationnaire, la composante normale, varie entre  $1,075 \cdot 10^{-6}$  et  $1,5 \cdot 10^{-6}$  Wb/m<sup>2</sup>; et la composante radiale entre  $\pm 0,43 \cdot 10^{-6}$  wb/m<sup>2</sup>.

La première est pratiquement constante et reste perpendiculaire à l'équateur.

#### 5°) Météorites:

La Terre est entourée de météorites (débris matériels: roches cailloux, ...) dont la densité est de plus en plus faible lorsque l'altitude augmente.

Les météorites les plus fréquentes, ont des masses comprises entre  $10^{-4}$  et  $10^{-1}$  gramme; leur vitesse peut atteindre 30 km/s

La probabilité annuelle d'impact sur une surface de  $1m^2$ , est de l'ordre de  $10^{-2}$  pour des particules de  $10^{-1}$  gramme.

#### 6°) Particules cosmiques:

Ce sont des particules chargées, principalement constituées d'électrons et de protons à haute énergie; elles sont émises par le Soleil et par diverses sources de l'espace.

La densité et l'énergie de ces particules dépendent:

- de l'altitude.
- de la latitude.
- de l'activité solaire.
- de l'heure.

Etant chargées, ces particules subissent l'action du



champs magnétique terrestre, et tendent à constituer des ceintures, dites "ceintures de Van Allen", qui les tiennent prisonnières (particules piégées : "trapped particles").

Vers 2500 km d'altitude, la concentration de protons s'y trouve maximale: le flux total des particules y est de  $3 \cdot 10^{15}$  par  $\text{cm}^2$  et par an.

La concentration maximale d'électrons se situe plus haut vers 5000 km et le flux total de particules d'énergie supérieure à 4 MeV y est de  $3 \cdot 10^{11}$  par  $\text{cm}^2$  et par an.

En ce qui concerne les satellites stationnaires, le flux total de particules par  $\text{cm}^2$  et par an est donné par le tableau:

	Activité solaire	
	Maximale	Minimale
Electrons piégés ( $E > 0,5 \text{ MeV}$ )	$9,5 \cdot 10^{13}$	$3,5 \cdot 10^{13}$
Protons piégés	négligeable	négligeable
Protons d'origine solaire et galactique ( $E > 39 \text{ MeV}$ )	$3 \cdot 10^9$	$1,3 \cdot 10^7$

Flux total de particules par  $\text{cm}^2$  et par an.

L'effet dépend de la répartition énergétique de ce flux: Pour les électrons, il est le suivant:

$$N(>E) = 7 \cdot 10^{14} \exp(-4E) \quad \text{pour une activité solaire maximale}$$

$$N(>E) = 1,3 \cdot 10^{13} E^{-1,5} \quad \text{pour une activité solaire minimum.}$$

où  $N(>E)$  représente le flux d'électrons par  $\text{cm}^2$  et par an, d'énergie supérieure à  $E$  exprimé en MeV.

Pour les protons d'origine solaire, en période de forte activité:

$$N(>E) = 1,56 \cdot 10^{11} \exp\left(\frac{\sqrt{1876E + E^2}}{70}\right)$$

Le flux devient négligeable en période de faible activité.

## 7° Apesanteur:

L'attraction terrestre étant contre balancée par la force centrifuge, le satellite est un corps non pesant.

L'effet se fait surtout sentir sur les liquides dans les réservoirs qu'il faut pressuriser, lorsqu'ils ne sont pas maintenus par la rotation propre du satellite autour de son axe.



## DESCRIPTION DE L'EFFET POGO

Au cours de leur vol, les lanceurs à liquides, sont soumis à de nombreux phénomènes vibratoires, dont le plus gênant et contraignant pour la mission, est l'effet POGO :

Cet effet, se caractérise par l'apparition de vibrations longitudinales de structures ; à basse fréquence, associées à des fluctuations de pression dans les canalisations d'alimentation et dans le foyer du moteur.

Exemple : lanceurs de satellite "diamant B", et son dérivée "Diamant BP4". figs: 20/a 20/bis.

— Le premier étage (L17) est identique pour les deux types ; propulsé par un moteur Valois, utilisant le couple de liquides ; Hypergoliques : "péroxyde d'azote - diéthylhydrazine dissymétrique"

— Les deux étages supérieurs sont à poudre.

Le lanceur "Diamant B" n'a pas échappé à la règle ; et au cours de ses cinq tirs en vol, pendant les 30 à 40 premières secondes de combustion du "L17", cet effet a été constaté avec des accélérations de structure souvent importantes, atteignant en certains points des niveaux max de 20 à 30 g pour une fréquence de l'ordre de 45 Hz.

Les conséquences de ce phénomène, peuvent aller jusqu'à la destruction du lanceur ou du satellite.

A partir des valeurs de vibration, la "déformée" du lanceur peut être tracée ; c'est-à-dire la courbe donnant l'amplitude des vibrations longitudinales et transversales en fonction de la hauteur de l'engin, et ceci par rapport à un point de référence qui est le couvercle tuyère (point d'attache du moteur à la structure).

L'allure de la déformée obtenue pour "Diamant B" est donnée par la fig 20/a.

Cette déformée permet de constater que c'est la partie arrière de l'étage "L17", qui subit les déformations radiales les plus importantes.



## Micropropulseurs : « Thrusters ».

Ils produisent des forces de réaction sur le satellite, provenant de l'expulsion de matières à l'aide de tuyères.

Ils sont caractérisés par l'impulsion spécifique  $I_{sp}$  du propulsif utilisé; et par la poussée  $F$  du moteur, qui sont liés au débit-masse  $\mu$  par :

$$I_{sp} = \frac{F}{\mu g}$$

Les impulsions spécifiques des propulsifs les plus utilisés, sont données par le tableau :

Propulsif	Etat	$I_{sp}$
Azote sous pression	gaz	60
Hydrazine	liquides	230
Aérozine- $N_2O_4$	liquides	300
Emission d'ions	solides	10.000
Ammoniac	liquide-vapeur	200

Les couples à appliquer sont de l'ordre de  $10^{-4}$  à  $10^{-1} N.m$ . En général, le bras de levier est de 1 mètre; les poussées sont donc de l'ordre de  $10^{-4}$  à  $10^{-1} N$  ( $10$  à  $10^4$  dynes).

## Les roues d'inertie : « Inertia Wheel »

Elles constituent une réserve de moment cinétique;  $\Delta H_R = J_R \Delta \omega$ , si  $J_R$  est leur moment d'inertie, et  $\Delta \omega$  la gamme de variations de vitesse. Il est nécessaire de désaturer dès que la vitesse extrême est atteinte.

## Les sources de moments magnétiques :

Le moment magnétique résulte de l'action d'un courant dans une bobine.



