

10F1

CENTRE NATIONAL DE RECHERCHES DE L'ESPACE

3, Avenue Circulaire, Uccle - Bruxelles 18

NOTES PRELIMINAIRES

GPO PRICE \$ _____

CFSTI PRICE(S) \$ _____

No 26

Hard copy (HC) \$ 1.00

Microfiche (MF) .50

853 July 65

AU SUJET DU SATELLITE S66

par J. - L. VAN ECK.

ESRO

FACILITY FORM 802

N66 30883
(ACCESSION NUMBER)
14
(PAGES)
CR-76377
(NASA CR OR TMX OR AD NUMBER)

(THRU)
3
(CODE)
51
(CATEGORY)

EXCHANGE DOCUMENT
26 27 28 29
4 37 ES R

AVRIL 1963

Les notes préliminaires constituent des documents internes destinés
aux membres et aux services travaillant en liaison avec le Centre.

COMPTE-RENDU DE LA REUNION D'INFORMATION ORGANISEE PAR LA NASA

AU SUJET DU SATELLITE S66

le 13 février 1963 à Paris, lors du Congrès International

d'électronique quantique.

par

Jean-Louis VAN ECK.

Introduction concernant le programme général de la NASA.

(M. BARNS)

Le but de la NASA est l'étude pacifique des espaces interplanétaires. Le programme prévu actuellement comprend différentes parties.

- a) L'envoi de plusieurs astronautes dans l'espace. Il s'agit des projets Mercury, Gemini et Appolo grâce auxquels des hommes exploreront la lune avant 1970.
- b) l'étude scientifique des propriétés de l'espace interplanétaire au moyen de fusées, de satellites et de sondes spaciales (Explorer, Mariner).
- c) L'application des techniques mises au point pour les projets précédents à d'autres domaines scientifiques. Il s'agit par exemple de l'étude des phénomènes atmosphériques (satellites Tiros et Nimbus) et de la constitution d'un système de communications mondiales (satellites Telstar et Relay).
- d) La mise au point de nouvelles techniques propres à améliorer les procédés existants. La propulsion par réacteurs nucléaires et l'utilisation des laser appartiennent à ce dernier point du programme.

Intérêt des laser en astronautique

(M. CHASE)

Par suite de la directivité et de l'intensité du faisceau émis par un laser, son utilisation permettra d'améliorer considérablement les communications à grandes distances dans l'espace interplanétaire, ainsi que le repérage et le guidage des engins spatiaux (tracking).

Ces deux applications soulèvent toutefois un grand nombre de problèmes physiques et technologiques :

- Interaction des faisceaux optiques cohérents avec le milieu spatial.
- Rapport signal - bruit : quantité d'énergie perdue au cours de la propagation.
- Altération du signal. Manière dont l'intelligence du message sera affectée par sa transmission dans l'espace.
- Caractéristiques de réfraction du faisceau cohérent. Propriétés relatives à la polarisation et au caractère cohérent.
- Phénomènes relativistes intervenant au cours de la transmission d'un faisceau étroit aux fréquences optiques.

Afin d'obtenir des données expérimentales précises quant à ces questions, des essais de repérage du satellite S66 seront tentés cet été par la NASA.

Données techniques concernant le programme du
satellite S66

(PLOTKIN)

1. Le satellite S 66 (Polar Ionosphere Beacon Satellite)

Le but principal de ce satellite est l'étude de la densité électronique de l'atmosphère terrestre. Ceci se fera en comparant à une soixantaine de stations d'observation réparties sur le globe, les phases des signaux émis par l'engin à différentes fréquences. Pour les essais de repérage par laser, un réflecteur de lumière est prévu sur une des faces du satellite. Il est destiné à renvoyer les impulsions lumineuses très brèves, émises au sol par un laser, dans la direction du satellite.

a) Orbite

Lancé au printemps 1963, depuis le centre spatial du Pacifique, le satellite aura une orbite circulaire à l'altitude de 1.000 km ; son inclinaison sera de 80 °. Le plan de l'orbite sera initialement perpendiculaire à la droite joignant le centre de la terre au centre du soleil.

b) Réglage d'orientation

Ce réglage est assuré par un magnétomètre mesurant les composantes du champ magnétique terrestre dans trois directions. Une extrémité de l'axe de symétrie du satellite est constamment dirigée dans la direction nord du champ magnétique terrestre. Six cellules indiquent également la position par rapport au soleil.

Un dispositif réduit la vitesse de rotation de 200 à 10 tours par minute, après la séparation du satellite et du dernier étage de la fusée.

c) Description du satellite

La figure 1 montre la forme octogonale du satellite ainsi que la disposition générale de l'appareillage. Le poids est de 52 kg. L'alimentation en énergie est assurée par des batteries au nickel-cadmium d'une capacité totale de 2 ampère - heure. Elles sont rechargées par des cellules solaires au silicium (sensibilité maximum dans le bleu) fournissant une puissance de 10 W et disposées sur quatre bras rectangulaires. L'ensemble présente une surface totale de 0,8 m².

d) Appareillage électronique (figure 2)

Afin d'étudier la propagation des ondes dans l'espace ionisé, plusieurs fréquences sont émises simultanément. On s'est efforcé que leurs phases présentent le moins de fluctuations possibles les unes par rapport aux autres.

Le réseau des stations Minitrack, utilisant la fréquence de 136 M Hz permettra le repérage du satellite afin de faciliter les expériences utilisant les laser.

e) Le réflecteur (figure 1)

Le réflecteur à la forme d'une pyramide octogonale tronquée. Il est constitué d'une mosaïque de 360 prismes réfléchissants, 40 sur chaque face latérale et 40 sur la face octogonale du sommet, toujours pointée en direction du nord magnétique.

Les prismes sont constitués de quartz fondu résistant aux radiations. Les parties réfléchissantes sont aluminisées. 80 % de la lumière entrant par la base hexagonale extérieure, ressort dans la même direction avec une divergence de 10^{-4} radian.

SATTELITE S 66

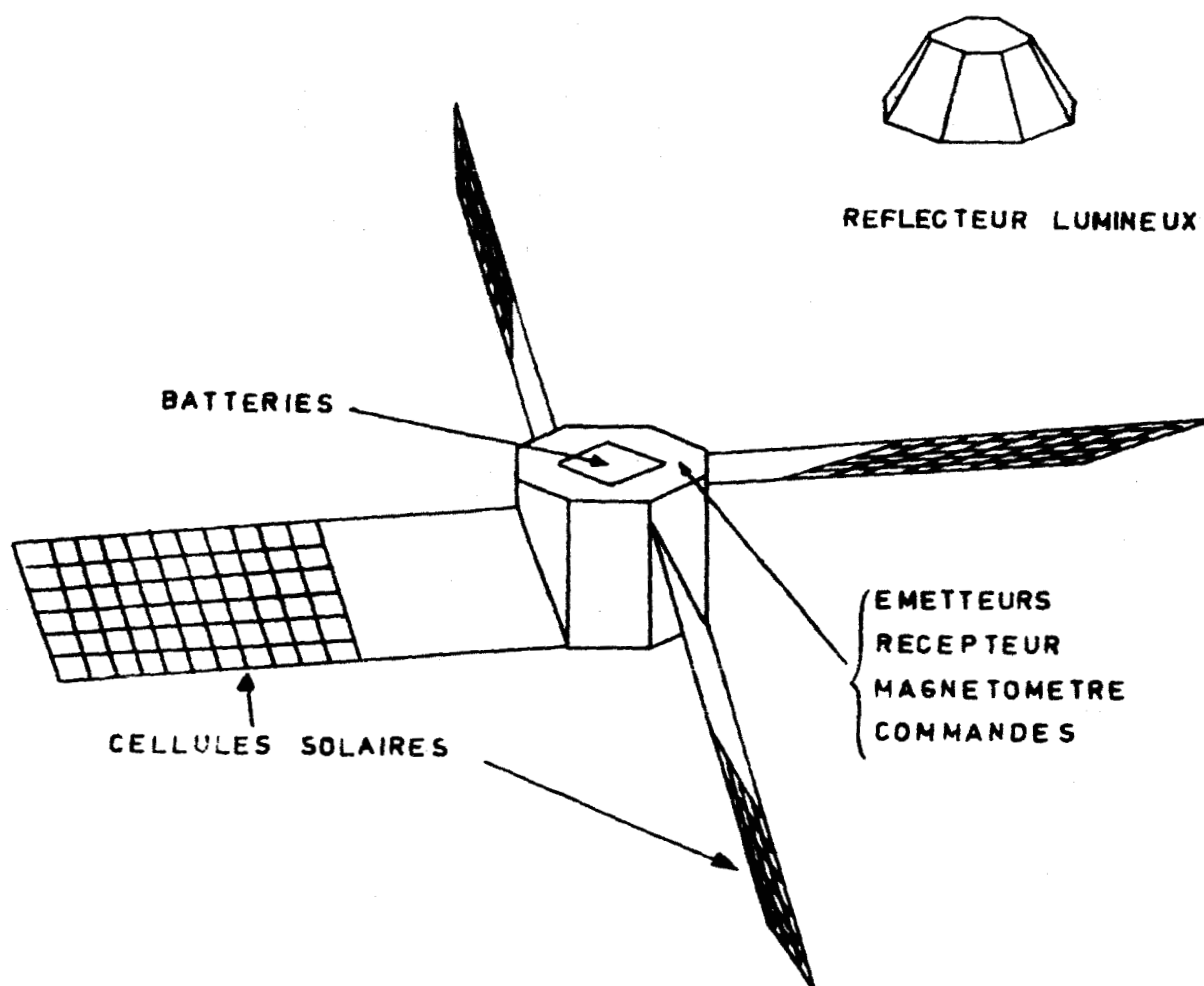


FIGURE 1

ENSEMBLE ELECTRONIQUE DU SATELLITE S 66

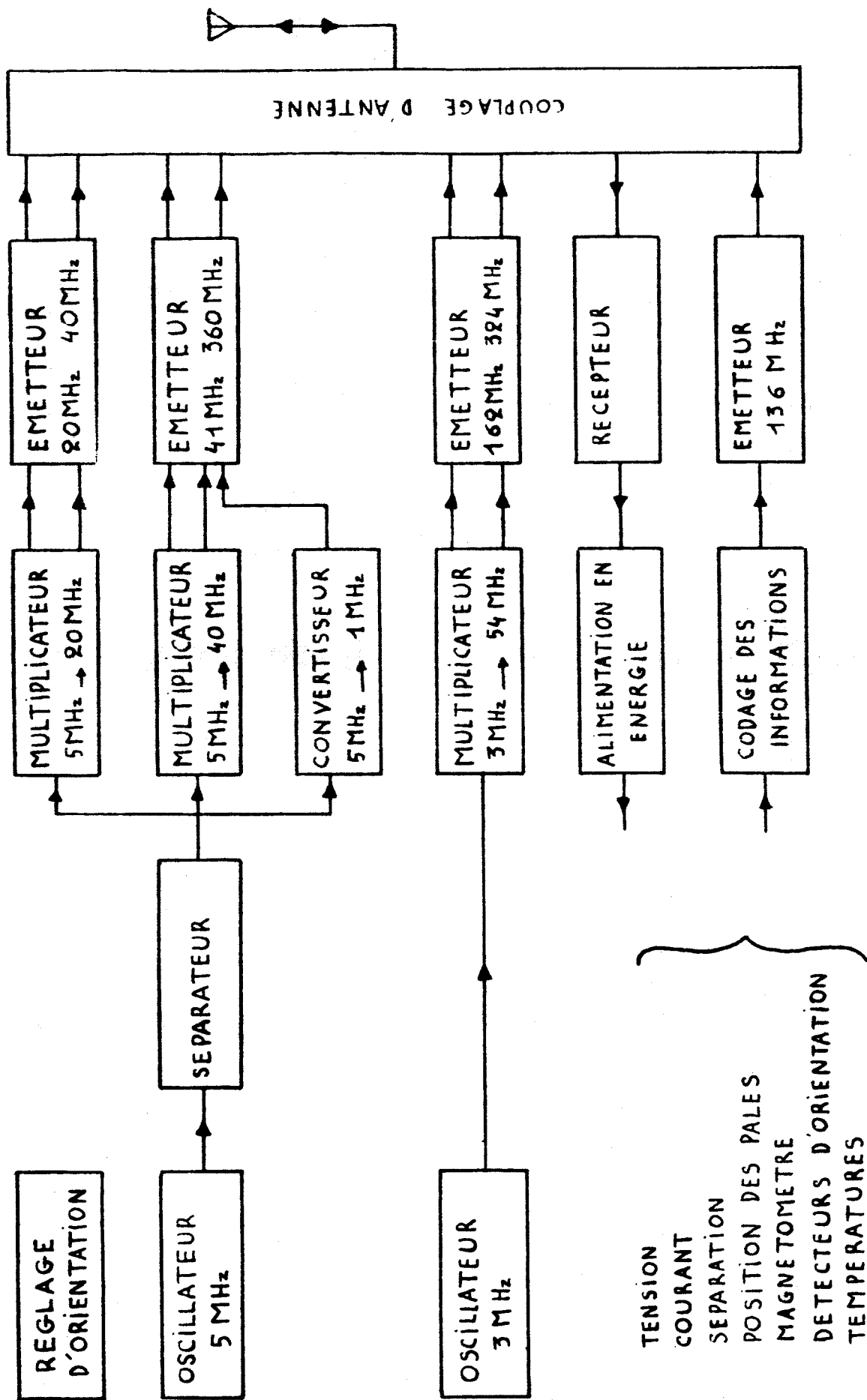


FIGURE 2

2. Le dispositif de repérage par laser (figure 3)

L'émetteur est constitué d'un laser à rubis déclenché par prisme tournant. L'énergie de chaque impulsion lumineuse à 6943 Å est de 1 J, sa durée est de 0,2 µs et la cadence de répétition de 1 coup par seconde.

L'ensemble émetteur est fixé sous un télescope de type Cassegrain déjà construit à plusieurs exemplaires pour d'autres applications et servant à la réception. Un photomultiplicateur (9958) associé à des filtres interférentiels assure la détection du signal reçu.

L'intensité du signal reçu est donné en nombre de photons par la relation

$$N = \frac{16 E \lambda \Delta^3 \alpha A_S A_R}{\pi^2 h c \theta_t^2 \theta_s^2 R^4}$$

où E = énergie par impulsion (1 J)

λ = longueur d'onde (6943 Å)

Δ = affaiblissement lors d'un passage au travers de l'atmosphère (0,8)

A_S = surface du réflecteur projetée perpendiculairement à la direction de propagation. (suivant l'orientation cette surface varie de 0 à 800 cm², on compte sur 200 cm² en moyenne).

A_R = surface du récepteur (500 cm²)

α = efficacité du réflecteur (0,8)

θ_t = divergence angulaire du faisceau émis (10⁻³ rad)

θ_s = divergence angulaire du faisceau reçu (10⁻⁴ rad)

R = portée (1.500 Km)

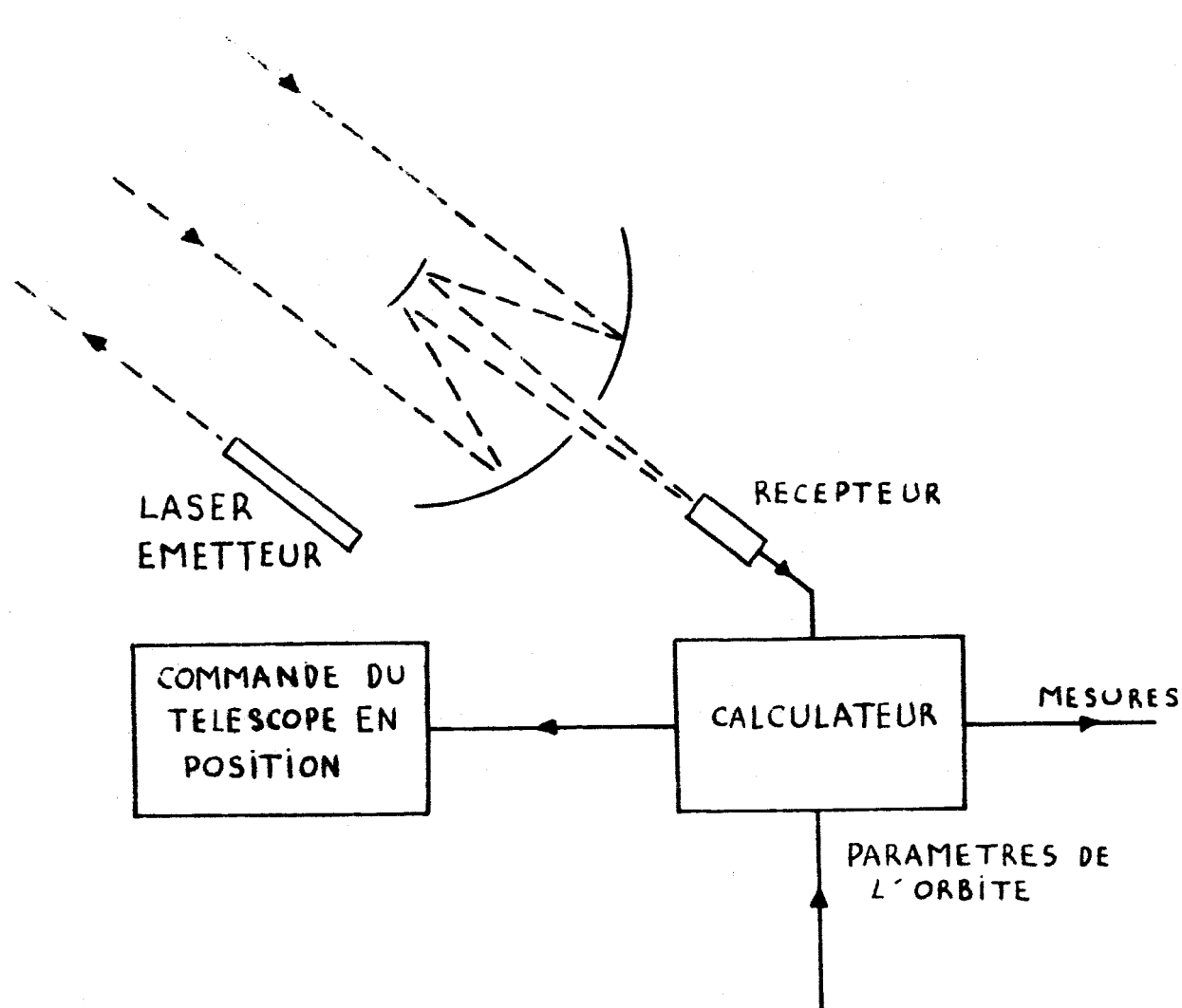


FIGURE 3

Avec les données numériques indiquées, qui sont des valeurs moyennes que l'on espère conserver pendant plusieurs années, on trouve que N vaut environ $5 \cdot 10^4$ photons. En pleine journée le rapport signal - bruit escompté est alors de 10. Initialement, le télescope sera asservi à la trajectoire que lui fournira le calculateur, à partir des systèmes de repérage microondes. Ensuite, le laser sera déclenché et on cherchera à capter dans le télescope le faisceau lumineux réfléchi. Le problème n'est pas aisé car la cadence de répétition étant de 1 coup par seconde, le satellite parcourt environ 7 km entre chaque déclenchement. Une orientation continue de l'ensemble laser télescope doit donc être assurée. La précision escomptée sur la mesure des distances grâce au laser est de 1 à 2 m.

3. Conclusion

=====

La NASA espère que le satellite S 66 pourra être utilisé pendant des années et même après l'usure des cellules solaires grâce à son réflecteur de lumière.

Tous les résultats obtenus seront largement diffusés et la NASA est disposée à fournir tous les renseignements concernant l'orbite qui sont nécessaires pour procéder à des essais de repérage par laser.

RESUME DE LA DISCUSSION

Mr. ROBIEUX (Centre de Recherches de la C.G.E.).

Le problème de la détermination de la position d'un satellite au moyen d'un laser a été étudié théoriquement par des chercheurs de la Compagnie Générale d'Electricité.

On peut procéder soit à des mesures d'angles, soit à des mesures de distances. Une des causes fondamentales d'imprécision provient des fluctuations de l'indice de réfraction de l'atmosphère. Il en résulte que la détermination de la position du satellite par des mesures d'angles conduit à une erreur sur la position de l'ordre de 100 m, supérieure à ce que l'on peut atteindre grâce aux procédés de repérage habituels utilisant les microondes. De plus, de telles mesures d'angles nécessitent des instruments optiques de très haute qualité. Au contraire, les mesures de distances conduisent à une erreur de quelques mètres, inférieure aux procédés utilisant les microondes.

Ces conclusions sont approuvées par Mr. PLOTKINS de la NASA. D'autre part, il doit exister, d'après Mr. Robieux, un diamètre utile maximum pour le télescope de réception dans le cas d'ondes cohérentes, utilisées comme telles ; au delà de ce diamètre aucune amélioration n'est plus sensible, à cause des fluctuations aléatoires de l'indice de réfraction. Toutefois, cette question ne se pose pas à propos du satellite S 66, car on n'utilise pas dans ce cas le caractère cohérent de l'onde.

Mr. PIRCHER (C.F.T.H.)

Le récepteur est-il un photomultiplicateur ou un dispositif superhétérodyne ramenant la fréquence du signal dans le domaine des microondes ?

Quelle est la précision obtenue sur la position du satellite, dans le cas d'un système de repérage utilisant les microondes et quelle précision compte-t-on atteindre avec le laser ?

Mr. PLOKINS (NASA)

Le récepteur est constitué d'un photomultiplicateur non refroidi. Le bruit provient du "back-ground". Lorsqu'on utilisera des laser à fonctionnement continu pour les communications spatiales à très grandes distances, on emploiera vraisemblablement alors des montages superhétérodynes à la réception.

La précision obtenue actuellement grâce aux techniques microondes utilisant des comparaisons de phases permet de déterminer les distances d'un satellite au sol à 10 m. près et les variations de cette distance à quelques $\frac{m}{s}$. Le laser permettra vraisemblablement de déterminer les distances à 1,5 m. près.

M. Plotkins précise aussi que la valeur qu'il a donnée précédemment concernant l'absorption atmosphérique (0,8 lors de chaque trajet), repose sur des mesures faites au Naval Research Laboratories et portant sur la transmission de lumière rouge, sur des distances atteignant 10 miles. Des essais à l'aide d'avions seront aussi effectués.

Prof. KASTLER (E.N.S.)

La sensibilité du dispositif de détection utilisé par la NASA, permet théoriquement l'observation en plein jour du faisceau du laser réfléchi par le satellite. Ne serait-il pas possible, en travaillant la nuit d'observer le faisceau réfléchi provenant d'une puissante lampe de sodium ? Cette expérience donnerait d'utiles renseignements quant à l'absorption atmosphérique.

Mr. PLOTKINS (NASA)

Une telle expérience est effectivement possible à la condition d'utiliser un réflecteur de plus grandes dimensions sur le satellite.

Mr. PIRCHER (C.F.T.H.)

Les essais de réception prévus consistent essentiellement dans la détection de la présence ou de l'absence d'un signal (impulsion du laser réfléchi par le satellite). Dans ce cas, rien n'empêche de diaphragmer au maximum le détecteur. Il doit être ainsi possible de réduire considérablement le bruit de fond.