

A1

**DEMANDE
DE BREVET D'INVENTION**

(21)

N° 81 22744

(54) Engin spatial orbital, notamment satellite, à missions multiples.

(51) Classification internationale (Int. CL.³). **B 64 G 1/10.**

(22) Date de dépôt 4 décembre 1981.

(33) (32) (31) Priorité revendiquée :

(41) Date de la mise à la disposition du
public de la demande B.O.P.I. — « Listes » n° 23 du 10-6-1983.

(71) Déposant : AGENCE SPATIALE EUROPEENNE, organisation intergouvernementale. — FR.

(72) Invention de : Guiliano Berretta et Antonio Saitto.

(73) Titulaire : *Idem* (71)

(74) Mandataire : Cabinet Claude Rodhain, conseils en brevets d'invention,
30, rue La Boétie, 75008 Paris.

Engin spatial orbital, notamment satellite, à missions multiples.

La présente invention concerne les engins spatiaux susceptibles d'être maintenus en orbite, et notamment
5 les satellites de télécommunication, du type destiné à remplir plusieurs missions, c'est-à-dire plus particulièrement du type comprenant une plate-forme et plusieurs charges utiles différentes parmi lesquelles plusieurs antennes de télécommunication comportant au moins un bloc d'alimentation et un réflecteur
10 principal.

On sait qu'actuellement, sur de tels satellites de télécommunication, des charges utiles multimission ou plusieurs charges utiles différentes se trouvent souvent intégrées sur la même plate-forme.

15 Les raisons en sont principalement économiques, les avantages correspondants résultant de facteurs tels que la standardisation des plate-formes, la réutilisation d'éléments communs de la plate-forme pour les différentes missions, la réduction de la complexité de fonctionnement grâce au contrôle
20 d'un engin spatial unique, et non pas de plusieurs, et enfin la réduction du nombre de lancements.

Dans l'avenir, l'apparition de lanceurs plus puissants, tels que les nouvelles générations de la famille de la fusée européenne ARIANE, ainsi que la mise en service opérationnel de la NAVETTE des Etats-Unis d'Amérique, complétées
25 par la mise au point de nouveaux véhicules de transfert orbital, vont amplifier l'utilisation de plate-formes géo-orbitales de plus grandes dimensions. Les techniques de rendez-vous en orbite géostationnaire vont également permettre l'élaboration de
30 plate-formes plus grandes à l'aide de lanceurs standards, ainsi que l'extension de systèmes déjà en orbite grâce à une réutilisation poussée des éléments communs de la plate-forme.

Ainsi, avec l'avènement de plate-formes plus grandes, l'utilisation des systèmes multimission va s'étendre
35 encore plus.

Toutefois, dans l'état actuel ainsi que dans les systèmes envisagés, il se présente certains problèmes d'ordre technique et tenant à la nature du système.

C'est ainsi, tout d'abord, qu'un engin spatial
5 multimission nécessite l'emploi de plusieurs antennes différentes pour satisfaire aux conditions de couverture de mission liées aux diverses charges utiles qui fonctionnent à des fréquences différentes.

Ces antennes présentent des problèmes d'inter-
10 férences mécanique et électrique mutuelles, qui vont aller en s'accroissant dans l'avenir avec l'utilisation d'antennes de plus grandes dimensions.

C'est pour cette raison que, dans les configurations orientées vers le long terme, on prévoit souvent plu-
15 sieurs bras ou mâts pour séparer les différentes antennes lorsqu'elles sont nombreuses et de grandes dimensions.

Cependant, cette solution au problème de l'interférence offre les inconvénients suivants :

- des difficultés technologiques dans la conception des bras,
- 20 - un accroissement du poids de la plate-forme avec une réduction concomitante de l'avantage qu'il y avait à utiliser une plate-forme commune,
- l'utilisation de raccords d'alimentation de grande longueur entre les blocs électroniques de communication et les sys-
25 tèmes d'antenne, ou de lignes d'alimentation également de grande longueur lorsque les charges utiles sont intégrées dans les systèmes d'antenne,
- l'emploi de systèmes sophistiqués de contrôle et de stabilisation dû à la décentralisation, dans la structure de l'en-
30 gin, des masses qui sont variables dans le temps, dans le cas où l'on prévoit un entretien en orbite.

Le second problème réside par ailleurs dans la dimension des antennes multiples. En effet, dans l'avenir, les réflecteurs peuvent devenir d'une telle dimension que cela
35 réduira en valeur relative l'avantage économique de la plate-

forme commune, dans la mesure où chaque mission de télécommunication nécessitera l'emploi d'un système d'antenne séparé.

Sur un troisième plan, il s'avère que, en cas d'entretien en orbite également, l'opération consistant à remplacer une charge utile complète, y compris un système d'antenne de grandes dimensions, puisse être fastidieuse et d'un intérêt économique réduit.

Cette question est liée à une dernière considération, peut-être la plus importante, concernant la durée de vie des différents constituants d'un segment spatial. En effet, dans les systèmes actuels et dans tous les systèmes futurs prévus, un tel segment spatial est divisé en deux parties : la charge utile et la plate-forme.

Or, le système d'antenne est considéré comme faisant partie de la charge utile. Par ailleurs, jusqu'ici, il a été posé comme condition d'accroître la durée de vie de l'ensemble du segment spatial. Celle-ci est passée de 3 à 5, puis à 7 ans, et pourrait, dans un avenir prochain, atteindre 10 ans. Cependant, cet accroissement de la durée de vie, dû à des perfectionnements technologiques futurs, à une politique de redondance, à un entretien en orbite et à d'autres techniques sophistiquées, présente une limite, celle-ci découlant de la durée des missions de télécommunications.

Ceci signifie que, bien qu'une prolongation de la durée de vie de la plate-forme constitue toujours un phénomène positif, l'accroissement de la durée de vie de la charge utile soit, au-delà d'une limite donnée, sans intérêt et, par tant, négatif sur le plan économique. Cela résulte de la modification des conditions de service, de la nécessité de rendre constamment optimale l'utilisation du spectre de fréquence et de l'orbite, ceci sans accroître la complexité du segment au sol. Il existe bien entendu des exceptions à cette règle, mais elles sont limitées, pour les systèmes de télécommunications à invariance de temps, tels que les systèmes TVBS, par le seuil d'expansion prévu par le plan de Genève de 1977. Ce n'est toutefois pas le cas dans la plupart des applications, en parti-

culier dans le domaine du service fixe, pour lequel on s'attend à une croissance importante dans l'avenir du trafic à motif variable.

Ces dernières considérations impliquent donc
5 une préférence pour des systèmes ayant des plate-formes conçues de manière à présenter une durée de vie importante; grâce aux techniques de rendez-vous, il serait possible, après un nombre limité d'années, de remplacer les charges utiles par des versions plus à jour.

10 Or, une telle procédure exige le remplacement d'une partie du segment spatial qui est d'un volume, d'un poids et d'un coût élevés si l'on doit remplacer la charge utile entière (qui comprend le réflecteur lui-même).

C'est pourquoi la présente invention a pour
15 but de remédier à ces divers problèmes et plus particulièrement d'éviter les interférences mécaniques et électriques entre antennes sans subir les inconvénients liés à l'utilisation de bras spécialement conçus à cet effet, de permettre sans difficulté l'utilisation d'antennes de dimension accrue, d'exclure le
20 remplacement d'une charge utile complète, et surtout d'assurer la durée de vie de la plate-forme la plus importante possible, tout en n'accroissant pas celle des antennes qui font partie des charges utiles, au-delà du seuil d'intérêt technologique et économique.

25 A cet effet, l'invention a pour objet un engin spatial orbital, du type précité, caractérisé en ce qu'il comprend un réflecteur principal commun pour plusieurs des systèmes d'antenne et en ce que ce réflecteur commun est monté à demeure sur la plate-forme, de manière à en faire partie intégrante définitive, tandis que les différents blocs d'alimentation de ces
30 systèmes d'antenne sont montés de manière à pouvoir coopérer avec ce réflecteur commun.

Le réflecteur principal peut être complété par
des constituants associés lui permettant de remplir les fonc-
35 tions communes aux différentes missions, l'ensemble spécial

ainsi obtenu étant qualifié de "groupe réflecteur", tandis que les blocs d'alimentation peuvent être regroupés avec les équipements de communication pour constituer des "modules de communication". Dans ce cas, c'est le groupe réflecteur dans son ensemble qui est monté à demeure sur la plate-forme, de manière à en faire partie intégrante définitive.

De préférence, les blocs d'alimentation ou modules de communication sont montés amovibles et remplaçables en tant que charges utiles.

Grâce à cet agencement, le réflecteur spécial commun (ou le groupe réflecteur) peut être réutilisé pour les différentes missions de l'engin et il restera constamment en orbite en tant que constituant de la plate-forme à durée de vie prolongée. Cette disposition est utilisable aussi bien pour les futurs systèmes spatiaux de grandes dimensions pour lesquels l'entretien en orbite se fera par remplacement de modules de communication séparés, que pour les segments spatiaux actuels pour lesquels la totalité des modules de communication se trouve intégrée en un seul bloc qui sera remplacé dans son ensemble lors de l'entretien en orbite. En outre, même si les blocs d'alimentation ou les modules de communication ne sont pas montés amovibles et remplaçables, la même disposition principale conforme à l'invention trouve une autre application avantageuse sur les petits satellites pour lesquels il n'est pas prévu d'entretien et de remplacement en orbite.

L'avantage essentiel obtenu réside dans le fait que, pour pratiquement tous les systèmes multimission existants ou envisagés, le nombre des groupes réflecteurs est réduit, soit à 1, soit à 2 si l'on sépare les systèmes d'antenne associés à la réception de ceux associés à la transmission. La configuration est donc dans ce dernier cas analogue à celle d'un satellite classique remplissant une mission à charge utile unique, et ceci plus particulièrement dans le cas où il est prévu des panneaux solaires qui s'étendent suivant une direction (de préférence Nord-Sud, donc perpendiculaire à l'or-

bite), alors que les deux réflecteurs s'étendent suivant une direction perpendiculaire (de préférence Est-Ouest, par rapport au module de communication, soit en général suivant la direction de l'orbite).

5 Une telle réduction du nombre des groupes réflecteurs entraîne une simplification considérable de la structure par rapport aux plate-formes classiques à antennes multiples, et ceci plus particulièrement dans le cas, courant, où l'on utilise des réflecteurs déployables dont le déploiement
10 est très onéreux.

On réduit en outre au minimum le nombre de lancements, toutes fins confondues, nécessaire sur la durée de vie complète du système, en raison de la diminution de la masse totale mise en orbite, de l'obtention d'une densité maximale en
15 charge utile (le groupe réflecteur, qui constitue l'élément de faible densité n'étant lancé qu'une seule fois, au début de la mission) et de la réduction du nombre des vols d'entretien à un minimum.

La même réduction du nombre des groupes réflecteurs évite la nécessité d'utiliser des bras ou mâts pour éliminer les interférences, ce qui supprime les inconvénients multiples liés à la présence de tels bras.

Sur le plan transmission, les blocs d'alimentation peuvent être disposés, sans risques, au plus près des
25 amplificateurs de puissance et des récepteurs à faible bruit, ce qui crée le minimum de pertes, offrant ainsi un autre avantage non négligeable.

Par ailleurs, le groupe réflecteur étant intégré à la plate-forme, il peut être réutilisé même si une nouvelle configuration de la mission et de la couverture devait
30 s'avérer nécessaire après quelques années, de sorte que c'est un maximum d'éléments invariants qui demandent à être conçus pour une durée de vie prolongée, fournissant ainsi le meilleur résultat sur le plan économique.

35 Quant à l'entretien du système de communication, il se trouve simplifié par le fait que les antennes de

grande dimension ne sont déployées qu'une seule fois, au début de la durée de vie de la plate-forme, ce qui réduit également les risques dans le cadre d'une mission globale, et en tout état de cause le coût de l'entretien.

5 Cette solution conserve enfin tous les avantages caractéristiques de la conception d'un satellite de service pour lequel habituellement les services prévus sont partagés entre les différentes charges utiles, ce qui réduit donc les frais d'investissement et le coût de l'exploitation du
10 système.

Dans un mode de réalisation particulièrement avantageux, il peut être prévu que les constituants associés comprennent des réflecteurs secondaires de sélection de fréquence correspondant à des bandes de fréquence différentes, et
15 de préférence constitués par des éléments à surface dichroïque.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention ressortiront de la description qui va suivre, à titre d'exemple non limitatif et en regard des dessins annexés sur lesquels :

20 - La Fig. 1 représente une vue en perspective d'un engin spatial orbital multimission, suivant un mode de réalisation particulier conforme à l'invention.

 - La Fig. 2 représente une vue de côté de cet engin et illustre plus particulièrement les différents
25 faisceaux associés aux réflecteurs secondaires.

 - La Fig. 3 est un schéma illustrant le fonctionnement, soit à plein diamètre, soit à diamètre réduit, et

30 - Les Fig. 3a et 3b illustrent des groupes d'alimentation correspondant respectivement à ces fonctionnements à plein diamètre et à diamètre réduit.

 - La Fig. 4 représente une vue en élévation de l'engin de la Fig. 1, en position repliée de lancement.

35 - La Fig. 5 représente une vue de gauche correspondante.

L'engin spatial représenté par la Fig. 1, comprend, d'une part, une plate-forme 1 constituée par un corps central 2, deux réflecteurs principaux 3a et 3b et deux groupes de réflecteurs secondaires 4a et 4b, et, d'autre part, des charges utiles constituées par deux panneaux solaires 5a et 5b et quatre modules de communication 5a à 5d.

Le corps central 2 présente une forme très approximativement parallélépipédique et matérialise ainsi trois directions orthogonales X-X (correspondant à l'orbite sur laquelle l'engin se déplace), Y-Y et Z-Z.

Sur ses faces orientées selon la direction X-X, le corps central 2 porte, par l'intermédiaire de deux articulations à mécanisme commandé 6a et 6b, deux bras ou mâts 7a et 7b qui sont inclinés suivant des angles très approximativement de l'ordre de 30° par rapport à la direction X-X, dans le plan que cette dernière fait avec la direction Y-Y. En leur milieu, ces mâts portent, par leur centre, deux réflecteurs principaux 3a et 3b constitués par des disques réflecteurs de forme parabolique et de très grande dimension. Plus précisément, ces réflecteurs sont du type déployable connu, à nervures de support enroulables et à nappe réflectrice souple à mailles (la Fig. 4 montre, en particulier, les deux réflecteurs 3a et 3b repliés à l'intérieur de leur caisson central 8a et 8b). Ces réflecteurs principaux sont respectivement affectés, le réflecteur 3a à la transmission, et le réflecteur 3b à la réception, ce qui permet d'ailleurs de leur donner des dimensions différentes, le réflecteur 3a présentant, par exemple, un diamètre de 7, 5 m d'ouverture projetée (permettant de fonctionner en bande L), tandis que le réflecteur 3b présente un diamètre plus faible, par exemple dans une proportion de 2/3. Ces réflecteurs sont bien entendu fixés sur les mâts, de manière que leurs axes soient situés dans le plan X-X / Y-Y.

A leurs extrémités libres, les mâts 7a et 7b présentent des parties coudées à environ 90° , et munies de mécanismes télescopiques 9a et 9b à l'extrémité desquels les

groupes de réflecteurs secondaires 4a et 4b sont fixés par l'intermédiaire d'articulations ou mécanismes d'orientation 10a et 10b. Les mécanismes télescopiques 9a et 9b permettent de disposer les réflecteurs secondaires 4a et 4b dans les
5 positions convenables qui seront décrites par la suite, et qui leur permettent de coopérer avec les modules de communication 5a à 5d, tandis que les mécanismes d'orientation 10a et 10b sont destinés à commander et régler le pointage de faisceau des différents modules.

10 Chaque groupe de réflecteurs secondaires 4a ou 4b est constitué par le montage, à la façon d'un empilement, de quatre réflecteurs secondaires élémentaires 11a à 11d, destinés à coopérer respectivement avec les modules 5a à 5d. Ces réflecteurs secondaires 11a à 11d, sont du type ri-
15 gide à surface dichroïque (surface constituée, par exemple, par un réseau de dipôles croisés résonants inclinés sur une feuille diélectrique, et dont les propriétés de transmission et de réflexion varient avec la fréquence, cette surface devenant hautement réfléchissante, et se comportant donc comme
20 une surface métallique, au voisinage de la fréquence de résonance des dipôles). Ces réflecteurs secondaires sont conçus de manière à fonctionner pour quatre bandes de fréquence différentes telles que les bandes L, C, X et K. Ces réflecteurs secondaires sont, dans l'empilement, disposés relativement
25 près les uns des autres, mais toutefois à une distance suffisante pour autoriser les mouvements individuels permettant de rendre optimal, de manière indépendante, le pointage de faisceau. Leur orientation sera, par contre, précisée par la suite, en relation avec la description des modules de communi-
30 cation 5a à 5d. En ce qui concerne ce choix de bandes de fréquence, il est bien clair que les réflecteurs principaux 3a et 3b étant dimensionnés pour la bande L, peuvent également fonctionner sans difficulté avec les trois autres bandes.

35 Comme le montrent encore les Fig. 1 et 2, les modules de communication 5a à 5d se présentent sous une forme de blocs grossièrement parallélépipédiques et qui sont fixés

les uns à la suite des autres, suivant la direction Y-Y, le premier module étant lui-même fixé, par l'intermédiaire d'une structure de support 12 sur la face du corps central 2 orientée suivant la direction Y-Y, qui est située du même côté que
5 les groupes de réflecteurs secondaires 4a et 4b. Ces derniers sont d'ailleurs très approximativement disposés à hauteur du premier module 5a.

Les modules de communication 5a et 5d comportent, d'une part, les équipements de communication classiques,
10 et, d'autre part, sur leurs côtés situés respectivement en direction des groupes de réflecteurs secondaires 4a et 4b, des blocs d'alimentation schématisés en 13a à 13d du côté du groupe 4a, et 14a à 14d du côté du groupe 4b. L'ensemble de ces modules 5a à 5d, avec leur structure de support 12, cons-
15 titue un ensemble de charges utiles de l'engin, ensemble qui est monté de façon amovible et interchangeable sur la plateforme constituée par tous les autres éléments décrits. En variante, il pourrait être prévu que les différents modules 5a à 5d, au lieu d'être fixés à la suite les uns des autres,
20 soient reliés en parallèle sur un bras ou mât commun, non représenté, qui serait lui-même fixé sur la même face que précédemment du corps central 2. Cette disposition permettrait le remplacement indépendant des différents modules de communication.

25 Les différents blocs d'alimentation 13a à 13d (ou 14a à 14d) sont donc répartis le long de la direction Y-Y, et ceci de façon à coopérer respectivement avec les différents réflecteurs secondaires 11a à 11d du groupe 4a (ou 4b).

La Fig. 3 illustre de façon plus précise cette
30 coopération, et plus particulièrement les faisceaux associés aux différents systèmes d'antenne que constituent les ensembles constitués par les blocs d'alimentation, les réflecteurs secondaires et le réflecteur principal. Pour des raisons de clarté, la Fig. 3 représente le faisceau attaché au réflecteur
35 de transmission 3a, et correspondant à la bande de fréquence K qui est associée au module de communication 5d. Le réflecteur 3a envoie, à partir de toute son ouverture, un faisceau

parallèle 15 orienté en direction de la terre. Ce faisceau a été réfléchi à partir d'un faisceau intermédiaire divergent 16 qui provient du réflecteur secondaire 11d, suivant toute son ouverture, en semblant provenir d'un foyer principal 17 situé à l'arrière du groupe 4a. Ce faisceau 16 a été réfléchi par le réflecteur 11d à partir d'un faisceau divergent 18 qui provient d'un foyer ou région focal 19d associé au bloc d'alimentation 13d précédemment décrit.

La double réflexion qui vient d'être décrite est bien entendu réalisée en sens inverse en ce qui concerne les systèmes d'antenne situés de l'autre côté de l'engin, et associés au réflecteur de réception 3b. On constate donc bien que le système décrit fonctionne à la façon d'un système d'antenne à réflecteur du type Cassegrain désaxé, à réflecteur composite, comprenant un réflecteur principal en forme de paraboloïde et un réflecteur secondaire, par exemple de forme hyperbolique. L'alimentation fournie au niveau du foyer ou région focal 19d est, par exemple, constituée de manière classique par un système d'alimentation à cornet.

Les autres réflecteurs secondaires 11a à 11c du groupe sont décalés en arrière du réflecteur 11d et en direction du foyer principal 17, de manière que leurs contours s'alignent tous suivant le prolongement du faisceau 16. Ces réflecteurs présentent par contre des inclinaisons relatives légèrement différentes, de manière que les foyers associés soient bien localisés sur les différents blocs d'alimentation 13a à 13d.

Il est donc clair que les différents systèmes d'antennes, correspondant aux différentes bandes de fréquence L, C, X et K présentent leurs régions focales propres, ce qui leur donne une indépendance complète (ceci étant dû au fait que l'on utilise des réflecteurs secondaires associés aux différentes fréquences). On notera d'ailleurs que, en agençant de manière convenable la surface de chaque sélecteur de fréquence, il est possible, si nécessaire, de réduire la dimension du réflecteur secondaire.

Chaque réflecteur secondaire étant associé à une fréquence déterminée, les surfaces sont agencées de manière à fonctionner sur une bande de fréquence qui chevauche la fréquence choisie considérée, cette conception dépendant de l'angle d'incidence qui peut varier de 20 à 40°, ce qui permet ainsi de satisfaire aux conditions de fonctionnement classiques en matière de télécommunications.

Les différents blocs d'alimentation 13a à 13d (ou 14a à 14d), avec leurs foyers associés, sont répartis, suivant la direction Y-Y, de manière à être séparés par une distance minimale permettant la couverture sur la terre d'une zone angulaire d'une largeur raisonnable. Bien entendu, si diverses missions exigent des zones de couverture différentes, on peut envisager une modification de la répartition des positions des différents blocs.

Les positions particulières choisies pour les foyers des réflecteurs secondaires permettent de rendre minimale la polarisation transversale et d'obtenir la meilleure performance possible pour le montage à axe décalé, si bien qu'une telle configuration convient particulièrement pour fonctionner avec un faisceau à contours multiples.

Il faut noter que des missions différentes peuvent exiger des dimensions de réflecteurs qui ne soient pas les mêmes. Afin d'utiliser, conformément à l'invention, le même réflecteur, il est donc nécessaire de prévoir un agencement particulier de l'ensemble constitué par le bloc d'alimentation et le réflecteur secondaire. Il est possible de satisfaire à cette contrainte pour un groupe raisonnable de dimensions des surfaces requises sur le réflecteur, en réduisant le diamètre réfléchissant du réflecteur secondaire suivant un pourcentage qui est approximativement le même que pour le réflecteur principal, tandis que simultanément on utilise un système d'alimentation qui est d'autant plus large. Etant donné que le réflecteur secondaire constitue une partie solidaire de la plateforme, et demeure fixé sur cette dernière pour toutes les missions suivantes, fonctionnant à la même fréquence, il est nécessaire

de prévoir une certaine latitude permettant d'ajuster la largeur du faisceau. Ceci s'obtient avantageusement en ne modifiant que le diamètre de l'alimentation et en utilisant un groupe d'alimentations d'ouverture variable, le choix de cette ouverture permettant de couvrir de manière convenable la surface voulue sur le réflecteur secondaire, et par conséquent sur le réflecteur principal. C'est ainsi que la Fig. 3a schématise un groupe d'alimentations dont l'ouverture est la plus faible possible, et qui correspond à une utilisation de l'ouverture totale du réflecteur principal 3a, tandis que la Fig. 3b illustre un groupe d'alimentations d'ouverture maximale et qui est associé à une ouverture réduite sur le réflecteur secondaire, et 22a sur le réflecteur principal 3a, correspondant ainsi à un faisceau parallèle équivalent dirigé vers la terre et ayant le diamètre réduit voulu. C'est ainsi qu'à titre d'exemple on peut utiliser une ouverture de 3, 7 m sur le réflecteur principal, dans le cas d'un fonctionnement à 20 à 30 GHz dans le cas d'un service de Téléconférence.

L'agencement ainsi décrit permet de prévoir l'obtention d'une performance nominale pour l'ensemble du système d'antenne constitué par un bloc d'alimentations, un réflecteur secondaire et le réflecteur principal commun, qui est très voisine du résultat classiquement obtenu, sous réserve d'une perte supplémentaire qui est due au réflecteur secondaire de type dichroïque, et qui présente une faible valeur très acceptable, inférieure par exemple à 0,3 dB.

Comme le montre encore la Fig. 1, la plateforme 1 est complétée par deux panneaux solaires 23a et 23b qui sont déployés de part et d'autre du corps central 2 suivant la direction Z-Z et sont fixés sur ce coffre central par des bras appropriés 24.

La description qui vient d'être faite de manière plus détaillée en ce qui concerne le réflecteur principal de transmission 3a et des divers systèmes d'antenne associés fonctionnant à différentes bandes de fréquence, est également

valable pour les systèmes d'antennes correspondant associés au réflecteur principal de réception 3d, et situés sur le côté opposé de l'engin.

Comme le montrent enfin les Fig. 4 et 5, la
5 plateforme 1 se trouve particulièrement agencée de manière à être repliée sous forme d'un ensemble qui, à l'exclusion des modules de communication 5a à 5d peut se loger sous une forme très ramassée à l'intérieur de l'enveloppe en forme d'ogive 25 d'un lanceur tel que le projet de lanceur européen ARIANE IV.
10 La plateforme intégrée 1, qui comprend le corps central 2, les réflecteurs principaux 3a et 3b, les groupes de réflecteurs secondaires 4a et 4b, et les panneaux solaires 23a et 23b, peut donc être mise en orbite à l'aide d'un lancement unique, tandis que les charges utiles constituées par les modules de com-
15 munication seront amenées au cours d'un lancement ultérieur pour être fixées sur cette plateforme.

La position des mécanismes d'articulation 6a et 6b des bras 7a et 7b sur le corps central 2, ainsi que le diamètre des caissons 8a et 8b des réflecteurs principaux 3a et
20 3b à l'état replié, sont prévus et associés de manière que lorsque les bras 7a et 7b sont rabattus de façon à venir s'appuyer parallèlement sur les faces 2a et 2b du corps central 2, les caissons 8a et 8b viennent se placer au-dessus de la surface 2c du corps central qui est destinée à recevoir ultérieu-
25 rement les charges utiles. De même, la longueur des bras 7a et 7b, et l'encombrement diamétral des groupes 4a et 4b des réflecteurs secondaires sont également prévus et adaptés de manière que ces groupes 4a et 4b puissent se rabattre vers l'intérieur contre les mâts 7a et 7b, en pouvant venir se super-
30 poser au-dessus du caisson 3a pour le groupe 4a de plus grande dimension et en partie entre les caissons 3a et 3b pour le groupe 4b de plus petit diamètre. Il est donc clair que l'encombrement de cet ensemble ainsi replié est pratiquement limité suivant la direction X-X à l'épaisseur du corps central 2, aug-
35 mentée de l'épaisseur des mâts 7a et 7b, et suivant la direc-

tion Y-Y à peu près à la longueur du plus grand bras de support 7a. La partie extrême de ce bras 7a est, par ailleurs, légèrement coudée de façon à épouser le profil incliné de l'extrémité de l'enveloppe ogivale 25, tandis que les groupes
5 4a et 4b des réflecteurs secondaires se placent suivant des directions sensiblement parallèles, l'un à côté de l'autre, entre les deux bras.

REVENDICATIONS

1°) - Engin spatial orbital, notamment satellite, multimission, du type comprenant une plate-forme (1) et plusieurs charges utiles différentes, parmi lesquelles plusieurs antennes de télécommunications comportant au moins un bloc
5 d'alimentation (13a à 13d, 14a à 14d) et un réflecteur principal (3a, 3b), caractérisé en ce qu'il comprend un réflecteur principal commun (3a, 3b) pour plusieurs des systèmes d'antenne et en ce que ce réflecteur commun (3a, 3b) est
10 monté à demeure sur la plate-forme (1), de manière à en faire partie intégrante définitive, tandis que les différents blocs d'alimentation de ces systèmes d'antenne sont montés de
manière à pouvoir coopérer avec ce réflecteur commun (3a, 3b).

2°) - Engin spatial orbital selon la revendication 1, caractérisé en ce que le réflecteur principal commun (3a, 3b)
15 forme avec des constituants associés (4a, 4b) lui permettant de remplir des fonctions communes, un groupe réflecteur qui, dans son ensemble, est monté à demeure sur la plate-forme (1) de manière à en faire partie intégrante définitive, tandis que les blocs d'alimentation forment avec des équipements
20 de télécommunication des modules de communication (5a à 5d).

3°) - Engin spatial orbital selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, caractérisé en ce que les blocs d'alimentation (13a à 13d, 14a à 14d) ou modules de communication (5a à 5d) sont montés amovibles et remplaçables en tant que
25 charges utiles.

4°) - Engin spatial orbital selon la revendication 2, caractérisé en ce que les constituants associés (4a, 4b) comprennent des réflecteurs secondaires de sélection de fréquence (11a à 11d) correspondant à des bandes de fréquence
30 différentes.

5°) - Engin spatial orbital selon la revendication 4, caractérisé en ce que les réflecteurs secondaires de sélection de fréquence (11a à 11d) sont des éléments à surface dichroïque.

6°) - Engin spatial orbital selon l'une quelconque des revendications 4 et 5, caractérisé en ce que les réflecteurs secondaires de sélection de fréquence (11a à 11d) sont munis de mécanismes d'orientation (10a, 10b).

5 7°) - Engin spatial orbital selon l'une quelconque des revendications 4 à 6, caractérisé en ce que les différents réflecteurs secondaires de sélection de fréquence (11a à 11d) présentent des régions focales (19d) situées à distance les unes des autres.

10 8°) - Engin spatial orbital selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce que les différents blocs d'alimentation (13a à 13d, 14a à 14d), ou les modules de communication (5a à 5d) lorsqu'ils font partie de ceux-ci, sont alignés.

15 9°) - Engin spatial orbital selon la revendication 8, caractérisé en ce que les blocs d'alimentation ou modules de communication sont fixés l'un à la suite de l'autre, suivant ledit alignement, avec un bloc ou module extrême (5a) fixé à la plate-forme (1).

20 10°) - Engin spatial orbital selon la revendication 8, caractérisé en ce que les blocs d'alimentation ou modules de communication sont fixés séparément suivant ledit alignement, sur un bras ou mât commun qui est lui-même fixé sur la plate-forme (1).

25 11°) - Engin spatial orbital selon l'une quelconque des revendications 8 à 10, caractérisé en ce que le réflecteur principal commun (3a, 3b) étant fixé sur la plate-forme (1) suivant une direction donnée (X-X), l'alignement des blocs d'alimentation ou modules de communication est disposé perpendiculairement (Y-Y) à cette direction donnée.

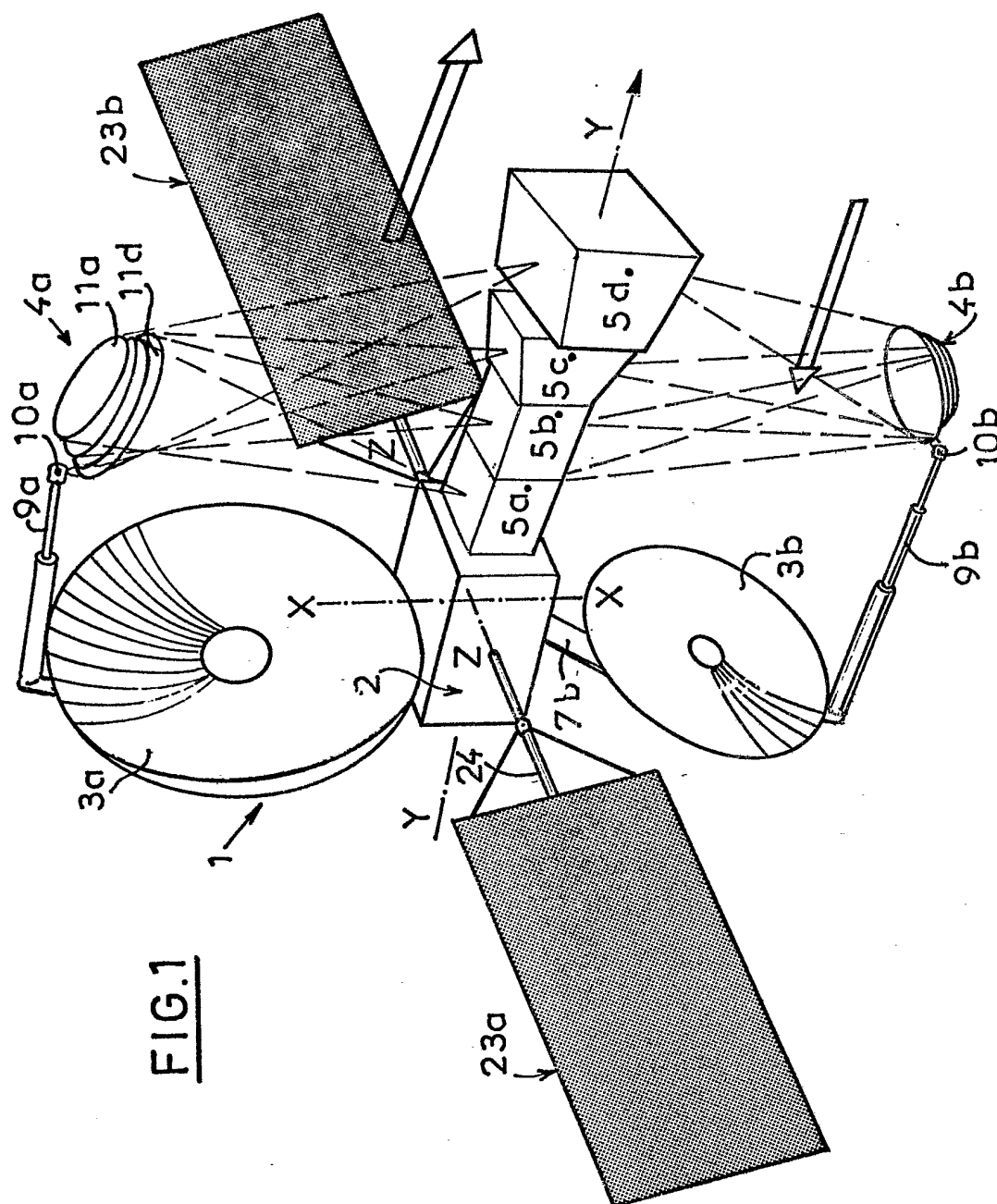
30

12°) - Engin spatial orbital selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, caractérisé en ce que le réflecteur principal commun (3a, 3b) est constitué par un disque parabolique de dimension permettant de couvrir plusieurs bandes

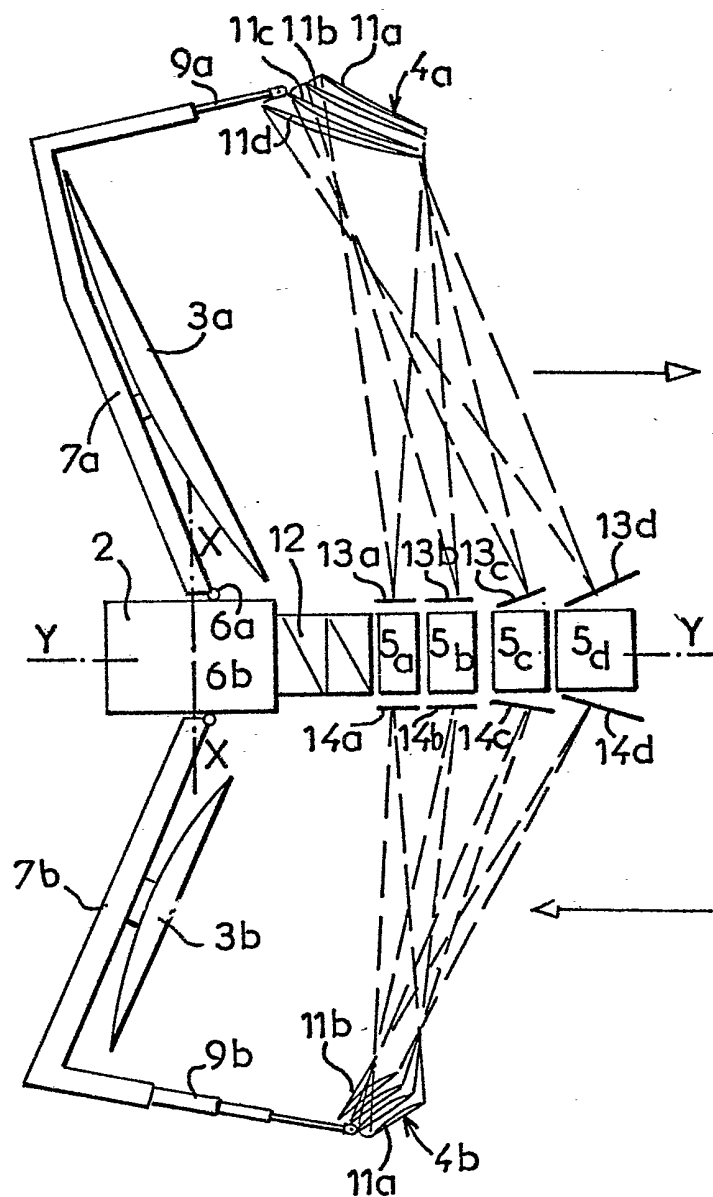
35 de fréquence.

13°) - Engin spatial orbital selon l'une quelconque des revendications 1 à 12, caractérisé en ce qu'il est prévu deux réflecteurs principaux (3a, 3b) fixés sur la plate-forme (1) suivant une même direction (X-X) et de part et d'autre de celle-ci et qui sont associés l'un à la transmission et l'autre à la réception.

14°) - Engin spatial orbital selon l'une quelconque des revendications 4 à 7, caractérisé en ce que le, ou chaque réflecteur principal (3a, 3b) est du type déployable et est fixé sur la plate-forme (1) par l'intermédiaire d'un mécanisme d'articulation commandée (6a, 6b) et le ou les réflecteurs secondaires de sélection de fréquence (4a, 4b) sont fixés sur elle par l'intermédiaire d'un mécanisme de déploiement linéaire (9a, 9b).



2/4

FIG.2

3/4

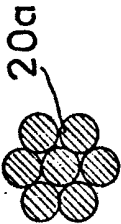


FIG. 3B



FIG. 3A

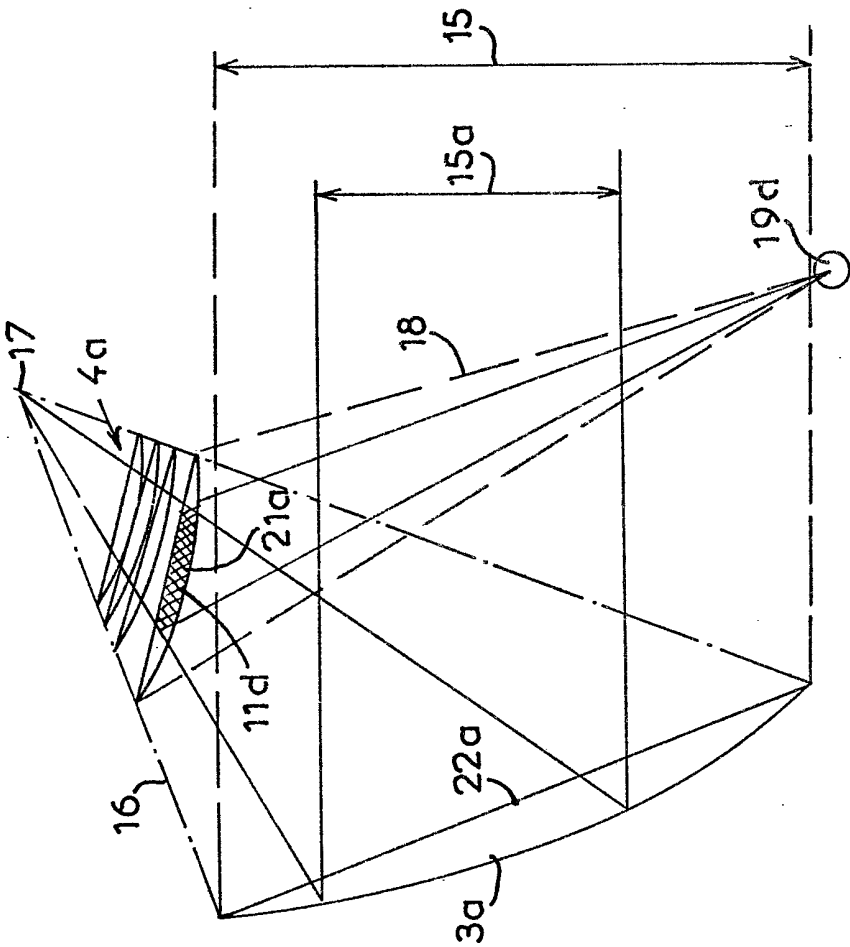
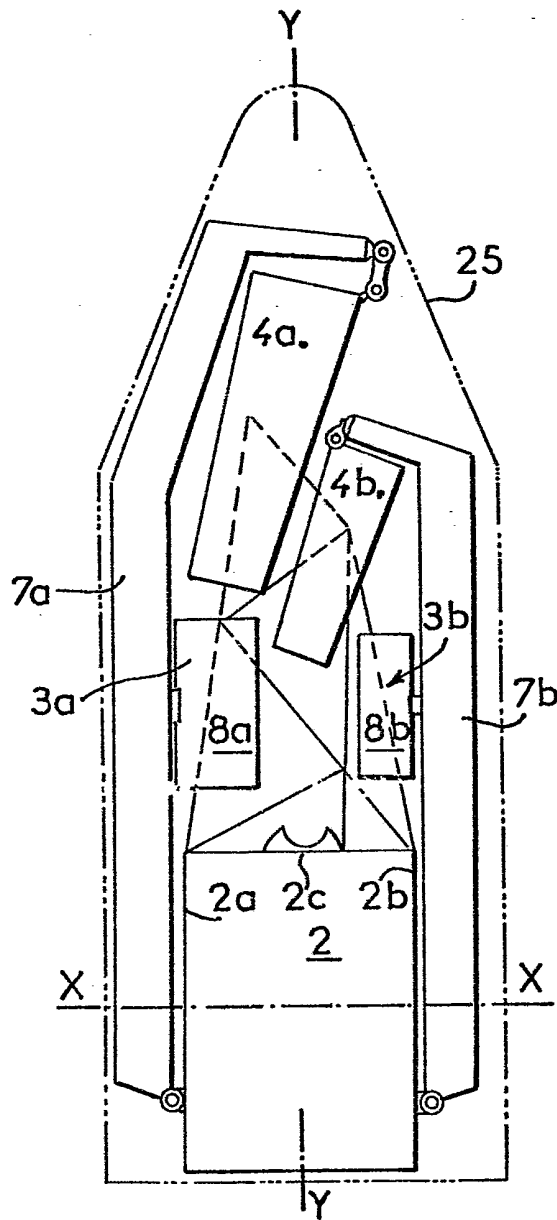
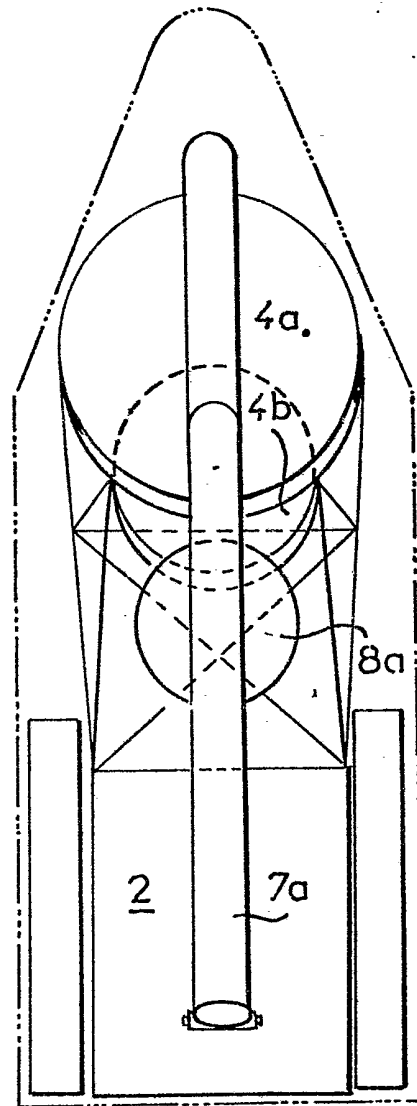


FIG. 3.

4 / 4

FIG. 4FIG. 5