(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

COURBEVOIE

(11) **N° de publication :** **3 040 045**

(à n'utiliser que pour les commandes de reproduction)

(21) **N° d'enregistrement national :** **15 01701**

(51) Int Cl[8] : ***B 64 G 1/10*** *(2017.01), B 64 G 1/22, 1/44*

(12) DEMANDE DE BREVET D'INVENTION A1

(22) **Date de dépôt :** 10.08.15.

(30) **Priorité :**

(43) **Date de mise à la disposition du public de la demande :** 17.02.17 Bulletin 17/07.

(56) **Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire :** *Se reporter à la fin du présent fascicule*

(60) **Références à d'autres documents nationaux apparentés :**

( ) **Demande(s) d'extension :**

(71) **Demandeur(s) :** *AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS Société par actions simplifiée* — FR.

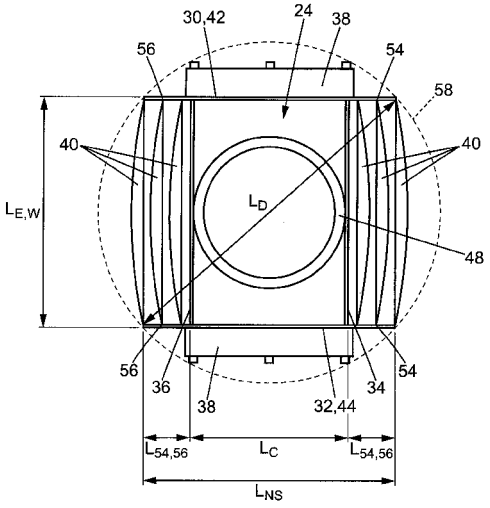
(72) **Inventeur(s) :** CAEL PHILIPPE, WALKER ANDREW et MENA FABRICE.

(73) **Titulaire(s) :** AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS Société par actions simplifiée.

(74) **Mandataire(s) :** CABINET PLASSERAUD.

(54) SATELLITE ARTIFICIEL.

(57) L'invention concerne un satellite artificiel comprenant une face parmi la face Nord et la face Sud, supportant au moins un radiateur principal (42, 44) ayant une face externe dirigée vers l'espace et une face interne opposée à la face externe. Le satellite comporte une structure porteuse portant la face Nord, la face Sud, la face Est et la face Ouest. Au moins une partie (54, 56) dudit au moins un radiateur principal (42, 44) est en saillie par rapport à au moins une face parmi la face Est et la face Ouest (36). La face interne de ladite au moins une partie en saillie (54, 56) est recouverte d'un matériau à forte émissivité infrarouge La valeur de la dimension ($L_{54,56}$) de ladite au moins une partie en saillie (54, 56) est comprise entre 19% et 50% de la valeur de la distance (L_C) entre les faces Est et Ouest.



FR 3 040 045 - A1

Satellite artificiel

La présente invention se situe dans le domaine des satellites artificiels. En particulier, elle concerne la structure des satellites de télécommunication géostationnaires.

Il est souhaitable que les satellites présentent des dimensions faibles, d'une part, pour pouvoir être agencés dans des moyens de transport aérien existants, les transports par bateau étant beaucoup plus lent, et ,d'autre part, afin que ceux-ci puissent être lancés par des lanceurs ayant une coiffe de petit diamètre. En effet, lors du lancement, les satellites géostationnaires sont disposés sous la coiffe des lanceurs. En particulier, la fusée Proton qui permet de lancer des charges lourdes, dispose d'un espace circulaire sous coiffe de petit diamètre puisque celui-ci est égal à 3,90 mètres.

Par ailleurs, les constructeurs de satellites ambitionnent d'installer des radiateurs de grandes dimensions sur les faces Nord et Sud des satellites pour pouvoir refroidir un nombre toujours croissant d'équipements électroniques, et, en même temps, d'installer des réflecteurs de grand diamètre sur les faces Est et Ouest pour améliorer la qualité des émissions – réceptions.

Pour satisfaire ces exigences contradictoires, le document US 5,833,175 propose un satellite géostationnaire 2 représenté sur la figure 1. Ce satellite présente des faces Est 16 et Ouest 18 de plus grande longueur que les faces Nord 12 et Sud 14 de sorte que des réflecteurs 20 de grand diamètre peuvent être montés sur celles-ci. Pour augmenter la capacité de réjection thermique des radiateurs, ce document propose d'installer des radiateurs déployables sur les faces Nord et Sud. Toutefois, l'utilisation de radiateurs déployables implique l'utilisation de mécanisme de déploiement, de boucles fluides avec des connexions fluidiques souples. C'est une solution plus complexe, plus onéreuse, et plus risquée que l'utilisation de radiateurs fixes. De plus, les radiateurs déployables de ce satellite sont en saillie sur une grande longueur, ce qui gêne

l'émission des signaux vers les réflecteurs latéraux, de sorte qu'avec des radiateurs déployables, il est plus difficile de monter plus d'un seul réflecteur sur chacune des faces Est et Ouest. Enfin, le satellite du document US 5,833,175 présente une faible capacité d'emport et ne permet pas d'accommoder un grand réservoir.

La présente invention a pour but de proposer un satellite ayant la capacité de supporter des charges importantes, ayant une grande capacité de réjection thermique, pouvant accommoder un réservoir de taille importante et plus de deux réflecteurs tout en présentant une bonne qualité de transmission.

A cet effet, l'invention propose un satellite artificiel comportant une face Nord, une face Sud opposée à la face Nord, une face Est et une face Ouest opposée à la face Est ; ledit satellite comprenant une direction longitudinale qui s'étend dans la direction de lancement, une première direction perpendiculaire à la direction longitudinale et une seconde direction perpendiculaire à la direction longitudinale et à la première direction, lesdites faces Nord et Sud étant perpendiculaires à ladite première direction, lesdites faces Est et Ouest étant perpendiculaires à ladite seconde direction, la distance entre les faces Est et Ouest mesurée selon la seconde direction étant inférieure à la distance entre les faces Nord et Sud mesurée selon la première direction, une face parmi la face Nord et la face Sud, supportant au moins un radiateur principal ayant une face externe dirigée vers l'espace et une face interne opposée à la face externe,
caractérisé en ce que le satellite comporte une structure porteuse portant la face Nord, la face Sud, la face Est et la face Ouest, et en ce que au moins une partie dudit au moins un radiateur principal est en saillie par rapport à au moins une face parmi la face Est et la face Ouest; la face interne de ladite au moins une partie en saillie étant recouverte d'un matériau à forte émissivité infrarouge, la valeur de la dimension de ladite au moins une partie en saillie mesurée selon la direction est comprise entre 19% et 50% de la valeur de la distance entre les faces Est et Ouest mesurée selon la seconde direction.

Avantageusement, ce satellite comporte une grande surface radiative, et permet l'installation de plusieurs réflecteurs.

Ainsi, avantageusement, les faces internes des parties en saillie permettent d'évacuer une quantité supplémentaire de chaleur vers l'espace.

Ainsi, les parties en saillie peuvent avoir une dimension raisonnable et ne pas gêner l'émission et la réception des signaux par les réflecteurs du satellite. Par ailleurs des extensions trop importantes pourraient présenter des problèmes de rigidité. De plus, le facteur de vue vers l'espace des parties internes des extensions décroit avec la taille de celles-ci.

Avantageusement, cette configuration de satellite est simple, fiable et moins coûteuse. Elle permet également l'utilisation de réflecteurs de grand diamètre.

Selon des modes de réalisation particuliers, le dispositif de connexion comporte l'une ou plusieurs des caractéristiques suivantes :

- La valeur de la dimension de ladite au moins une partie en saillie mesurée selon la direction est comprise entre 23% et 33% de la valeur de la distance entre les faces Est et Ouest mesurée selon la seconde direction.
- Une partie du au moins un radiateur principal est en saillie par rapport à la face Est et une autre partie du au moins radiateur principal est en saillie par rapport à la face Ouest.
- La face interne dudit radiateur principal est revêtue par un matériau réfléchissant, préférentiellement un matériau de type réflecteur optique solaire. Avantageusement, ce revêtement est plus efficace.
- La face interne dudit radiateur principal est revêtue par de la peinture blanche. Avantageusement, ce revêtement est peu onéreux et évite les multi-réflexions spéculaires vers les antennes et les faces Est-Ouest.
- La face interne dudit radiateur principal est revêtue par de la peinture noire. Avantageusement, ce revêtement est peu onéreux Il est moins efficace qu'un revêtement en peinture blanche ou qu'un revêtement de type réflecteurs optique solaires (OSR) quand le rayonnement

solaire est incident, mais cette perte d'efficacité est compensé par le fait que la face externe correspondante ne reçoit pas de rayonnement solaire.

- La dimension entre une extrémité de la face Nord et une extrémité de la face Sud diamétralement opposée est inférieure à 3,9 mètres. Avantageusement, un tel satellite peut être lancé par le lanceur Proton. Il est aussi compatible d'un plus grand nombre d'avions de transport existants.
- La structure porteuse est une structure cylindrique présentant un diamètre sensiblement égal à 1,666 mètres et dans lequel la distance entre les faces Est et Ouest mesurée selon la seconde direction est supérieure à 1,7 mètre.

  Avantageusement, une structure porteuse interne de ce diamètre permet d'une part, d'augmenter la capacité d'emport de charge importante du satellite et d'autre part, d'accommoder de gros réservoirs à l'intérieur. Le diamètre de 1.666 est un diamètre d'interface standard avec les lanceurs, bien adapté aux satellites de télécommunication. Le diamètre voisin de la structure porteuse permet d'avoir un transfert des charges au lancement plus efficace.

  Avantageusement, comme la distance entre les faces Est et Ouest est faible, il y a suffisamment de place dans l'espace sous coiffe pour installer plusieurs antennes sur les faces Est et Ouest. Avantageusement, les chemins d'effort sur les faces Nord et Sud sont bien repris.
- Le satellite comporte au moins un réflecteur d'antenne et dans lequel ladite au moins une partie en saillie présente une entaille latérale traversée par une partie dudit au moins un réflecteur d'antenne.

- Le satellite comporte des panneaux solaires fixés à la face Nord et à la face Sud, la dimension des panneaux solaires selon la seconde direction est sensiblement égale à la dimension la face Nord et à la face Sud, selon ladite seconde direction.

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple et faite en se référant aux figures sur lesquelles :

- La figure 1 est une vue schématique en perspective d'un satellite géostationnaire selon l'état de la technique ;
- La figure 2 est une vue schématique en perspective d'un satellite artificiel selon la présente invention ;
- La figure 3 est une vue schématique en coupe selon le plan de coupe III-III du satellite illustré sur la figure 2, l'espace sous coiffe étant représenté en pointillés ;
- la figure 4 est une vue schématique du satellite illustré sur les figures 2 et 3 lorsque les réflecteurs et les panneaux solaires sont déployés ; et
- La figure 5 est une vue schématique en perspective d'une variante de réalisation du satellite artificiel selon l'invention.

La présente invention est définie par rapport à un repère orthogonal R (x, y, z) représenté sur la figure 2. Par convention, dans la description qui va suivre, la direction z du repère R (x, y, z) est appelée « direction longitudinale» et est orientée dans la direction de lancement, la direction x de ce repère est appelée « première direction » et la direction y de ce repère est appelée « seconde direction ».

En référence aux figures 2 et 3, le satellite artificiel 22 selon l'invention comporte une face Terre 26, une face anti-Terre 28, une face Nord 30, une face Sud 32 opposée à la face Nord, une face Est 34 et une face Ouest 36 opposée à la face Est et une structure porteuse 48 portant les faces Terre 26, anti-Terre 28, Nord 30, Sud 32, Est 34, Ouest 36.

De préférence, la structure porteuse 48 est cylindrique. Préférentiellement également, la structure porteuse 48, présente un diamètre d'environ 1,699 mètre.

Les faces Terre 26, anti-Terre 28, Nord 30, Sud 32, Est 34, Ouest 36 forme une caisse parallélépipédique 24. En particulier, les faces Nord 30 et Sud 32 sont parallèles entre elles et perpendiculaires à la première direction x. De même, les faces Est 34 et Ouest 36 sont parallèles entre elles et perpendiculaires à la seconde direction y. Les faces Terre 26, anti-Terre 28, Nord 30, Sud 32, Est 34, Ouest 36 forment une caisse parallélépipédique 24. Des panneaux solaires 38 sont fixés sur les faces Nord 30 et Sud 32. Trois antennes de la charge utile de télécommunication composées de réflecteurs de 40 et de source RF 46 sont fixés sur les faces Est 34 et Ouest 36.

La face Nord 30 et la face Sud 32 portent chacune un radiateur principal 42, 44.

Les radiateurs principaux 42, 44 sont destinés à refroidir des équipements électroniques contenus dans la caisse 24. Ces équipements électroniques, non représentés sur les figures, sont reliés thermiquement aux radiateurs principaux 42, 44, par exemple, par l'intermédiaire de caloducs également non représentés. Les radiateurs principaux 42, 44 présentent chacun une face interne 50 dirigée vers et fixée à une face de la caisse, et une face externe 52 dirigée vers l'espace. La face externe 52 de ces radiateurs est recouverte d'un matériau à forte émissivité infrarouge et à faible absorptivité solaire par exemple un revêtement du type réflecteur optique solaire généralement appelé OSR de l'anglais « Optical Solar Reflector ».

Une forte émissivité est définie selon la présente invention comme une émissivité supérieure à 0.7. Une faible absorptivité solaire est définie selon la présente invention comme une absorptivité inférieure à 0.3.

Les faces Nord 30 et Sud 32 se prolongent au-delà de la face Terre 26 et au-delà de la face anti-Terre 28.

Les faces Nord 30 et Sud 32 se prolongent également au-delà de la face Est 34 et de la face Ouest 34. Comme l'ensemble des faces Nord 30 et Sud 32

portent les radiateurs principaux 42, 44, une partie 54 des radiateurs principaux est en saillie par rapport à la face Est 34 et une autre partie 56 des radiateurs principaux est en saillie par rapport à la face Ouest 36. La face interne 50 de ces parties 54, 56 de radiateur en saillie est recouverte d'un matériau à forte émissivité infra-rouge et à faible absorptivité solaire. Ainsi, non seulement la face externe 52 des radiateurs principaux mais également la face interne 50 des parties 54, 56 de radiateur en saillie, permet de dissiper de la chaleur. On peut ainsi utiliser des réflecteurs optiques solaires (OSR) qui est le revêtement le plus efficace, mais aussi le plus coûteux et qui présente l'inconvénient de causer des réflexions spéculaires parasites du soleil vers la face Est ou Ouest ou vers les antennes. Avantageusement, on utilise de la peinture blanche moins onéreuse et qui ne présente pas cet inconvénient.

Il est également avantageux d'utiliser de la peinture noire, qui a une forte émissivité infrarouge. Elle est moins efficace que la peinture blanche quand la face interne 50 est éclairée par le soleil, mais elle est moins chère, et la perte d'efficacité est compensée en partie par le fait que la face externe 52 du radiateur, qui n'est donc pas éclairée par le soleil, est plus efficace.

En recouvrant ainsi la face interne 50 des parties 54, 56 de radiateur en saillie, les inventeurs ont pu expérimenter que lorsque, la valeur de la dimension $L_{54,56}$ de chaque partie 54, 56 de radiateur en saillie est comprise entre 19% et 50% de la valeur de la distance L_c entre les faces Est 34 et Ouest 36 mesurée selon la seconde direction y, la quantité de chaleur pouvant être dissipée par les radiateurs principaux est suffisante pour permettre l'installation d'un grand nombre d'équipements électroniques. Ainsi, le satellite selon la présente invention vérifie la relation suivante :

$$19\% < L_{54,56} / L_C < 50\%$$

Préférentiellement, selon la présente invention, la valeur de la dimension $L_{54,56}$ de chaque partie 54, 56 de radiateur en saillie est compris entre 19% et 33% de la valeur de la distance L_c entre les faces Est 34 et Ouest 36 mesurée selon la seconde direction y.

Préférentiellement, selon la présente invention, la valeur de la dimension $L_{54,56}$ de chaque partie 54, 56 de radiateur en saillie est comprise entre 23% et 33% de la valeur de la distance L_c entre les faces Est 34 et Ouest 36 mesurée selon la seconde direction y.

Comme visible sur la figure 3, selon la présente invention, les faces Nord 30 et Sud 32 présentent la même dimension L_{NS} selon la seconde direction y. Les faces Est 34 et Ouest 36 présentent la même dimension L_{EW} selon la première direction x.

Ainsi, avantageusement, la configuration du satellite selon la présente invention permet l'installation de réflecteurs de grand diamètre.

Selon la présente invention également, la dimension latérale L_c de la caisse 24 est supérieure à 1,7 mètre. Cette dimension latérale L_c est, par exemple, égale à 1,8 mètre. Cette dimension latérale L_c est la distance L_c entre les faces Est 34 et Ouest 36 mesurée selon la seconde direction y. Cet agencement permet aux radiateurs de se prolonger dans la direction –Z à l'extérieur de la structure porteuse 48 de sorte que les efforts au lancement sur les faces Nord et Sud soient ainsi bien repris par la structure porteuse, tout en laissant de la place pour l'accommodation d'équipement de grande taille à l'intérieur du satellite sur la face Est 34 ou Ouest 36 en vis-à-vis de la structure interne 48.

Cette configuration permet avantageusement d'installer trois réflecteurs 40 sur les faces Est 34 et Ouest 36, tout en restant dans l'espace sous coiffe 58.

Aussi, la dimension L_D entre une extrémité de la face Nord 30 et une extrémité de la face Sud 32 diamétralement opposée est inférieure à 4 mètres et est de préférence inférieure à 3,9 mètres.

Comme la dimension $L_{54,56}$ des parties 54, 56 de radiateur en saillie n'est pas importante, l'émission et la réception de signaux 60 ne sont pas entravées par ces parties de radiateur, comme le montre la figure 4. La réduction de la surface de montage des équipements sur les faces Nord 30 et Sud 32 liée à la réduction de la distance L_C entre les faces Est 34 et Ouest 36 est palliée par le montage de certains équipements électroniques à l'intérieur du satellite, par exemple sur de plateaux horizontaux porte-équipement reliés à la structure porteuse 48 centrale ou sur les faces Est 34 et Ouest 36.

Sur le mode de réalisation représenté sur la figure 3, la largeur des panneaux solaires 38 est supérieure à la dimension latérale Lc de la caisse 24. Cette dimension peut ainsi être élargie dans la limite des contraintes de la coiffe du lanceur. L'utilisation de panneaux solaires 38 larges permet de réduire le nombre de panneaux solaires sur le générateur solaire.

Avantageusement, selon la variante représentée sur la figure 5 les parties en saillies présente une entaille latérale 50 pour permettre l'accommodation d'un réflecteur 40 de diamètre supérieur à la distance $L_{E,W}$ entre les faces Nord 30 et Sud 32 mesurée selon la première direction x. Cette entaille latérale est réalisée par découpe d'une bande latérale du radiateur principal sur une longueur légèrement supérieure à la longueur de la partie de réflecteur qui s'étend au-delà de la face Nord ou de la face Sud. Celle entaille 50 est traversée par une partie des réflecteurs 40 d'antenne.

Dans ce cas, les panneaux solaires 38 présentent une largeur sensiblement égale à la dimension latérale Lc de la caisse 24, de façon à éviter toute interférence mécanique avec les réflecteurs 40. Dans une optique d'industrialisation de la fabrication d'un satellite, les découpes 50 sont ou non être réalisées en fonction du cahier des charges du client.

En alternative selon la présente invention, la valeur de la dimension $L_{54,56}$ de chaque partie 54, 56 de radiateur en saillie est compris entre 23% et 50 % de

la valeur de la distance L_c entre les faces Est 34 et Ouest 36 mesurée selon la seconde direction y.

Selon une variante non représentée, le satellite 22 ne présente qu'une seule partie de radiateur principal en saillie de manière à permettre l'accommodation d'un ou de plusieurs réflecteurs de grand diamètre sur sa face opposée. Dans ce cas, la partie de radiateur en saillie s'étend saillie par rapport à la face Est ou par rapport à la face Ouest. Selon cette variante, la plage de valeurs de la dimension $L_{54,}$ ou L_{56} de de ladite partie en saillie 54 ou 56 est identique aux plages de valeurs ci-dessus mentionnées pour chaque partie de radiateur en saillie dans le cas où il y a deux parties de radiateur en saillie.

En variante, l'un ou les deux radiateurs principaux sont remplacés par plusieurs radiateurs adjacents les uns aux autres. Ainsi la partie basse (vers –Z) peut être associée aux équipements de la plateforme, et la partie haute à des équipements de la charge utile.

REVENDICATIONS

1.- Satellite artificiel (22) comportant une face Nord (30), une face Sud (32) opposée à la face Nord (30), une face Est (34) et une face Ouest (36) opposée à la face Est (34) ; ledit satellite (22) comprenant une direction longitudinale (z) qui s'étend dans la direction de lancement, une première direction (x) perpendiculaire à la direction longitudinale (z) et une seconde direction (y) perpendiculaire à la direction longitudinale (z) et à la première direction (x), lesdites faces Nord (30) et Sud (32) étant perpendiculaires à ladite première direction (x), lesdites faces Est (34) et Ouest (36) étant perpendiculaires à ladite seconde direction (y), la distance (L_c) entre les faces Est (34) et Ouest (36) mesurée selon la seconde direction (y) étant inférieure à la distance ($L_{E,W}$) entre les faces Nord (30) et Sud (32) mesurée selon la première direction (x), une face parmi la face Nord (30) et la face Sud (32), supportant au moins un radiateur principal (42, 44) ayant une face externe (52) dirigée vers l'espace et une face interne (50) opposée à la face externe (52),

caractérisé en ce que le satellite comporte une structure porteuse (48) portant la face Nord (30), la face Sud (32), la face Est (34) et la face Ouest (36), et en ce que au moins une partie (54, 56) dudit au moins un radiateur principal (42, 44) est en saillie par rapport à au moins une face parmi la face Est (34) et la face Ouest (36) ;

la face interne (50) de ladite au moins une partie en saillie (54, 56) étant recouverte d'un matériau à forte émissivité infrarouge, la valeur de la dimension ($L_{54,56}$) de ladite au moins une partie en saillie (54, 56) mesurée selon la direction (y) est comprise entre 19% et 50% de la valeur de la distance (L_c) entre les faces Est (34) et Ouest (36) mesurée selon la seconde direction (y).

2.- Satellite artificiel (22) selon la revendication 1, dans lequel la valeur de la dimension ($L_{54,56}$) de ladite au moins une partie en saillie (54, 56) mesurée selon la direction (y) est comprise entre 23% et 33% de la valeur de la distance (L_c) entre les faces Est (34) et Ouest (36) mesurée selon la seconde direction (y).

3.- Satellite artificiel (22) selon la revendication 1, dans lequel une partie (54) du au moins un radiateur principal (42, 44) est en saillie par rapport à la face Est (34) et une autre partie (56) du au moins radiateur principal (42, 44) est en saillie par rapport à la face Ouest (36).

4.- Satellite artificiel (22) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel la face interne (50) dudit radiateur principal (42, 44) est revêtue par un matériau réfléchissant, préférentiellement un matériau de type réflecteur optique solaire.

5.- Satellite artificiel (22) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel la face interne (50) dudit radiateur principal (42, 44) est revêtue par de la peinture blanche.

6.- Satellite artificiel (22) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel la face interne (52) dudit radiateur principal (42, 44) est revêtue par de la peinture noire.

7.- Satellite artificiel (22) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel la dimension (L_D) entre une extrémité de la face Nord (30) et une extrémité de la face Sud (32) diamétralement opposée est inférieure à 3,9 mètres.

8.- Satellite artificiel (22) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, dans lequel la structure porteuse (48) est une structure cylindrique (X) présentant un diamètre sensiblement égal à 1,666 mètres et dans lequel la distance (L_c) entre les faces Est (34) et Ouest (36) mesurée selon la seconde direction (y) est supérieure à 1,7 mètre.

9.- Satellite artificiel (22) selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, qui comporte au moins un réflecteur (40) d'antenne et dans lequel ladite au moins une partie en saillie (54, 56) présente une entaille latérale (50) traversée par une partie dudit au moins un réflecteur (40) d'antenne.

10.- Satellite artificiel (22) selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, qui comporte des panneaux solaires (38) fixés à la face Nord (30) et à la face Sud (32), la dimension des panneaux solaires (38) selon la seconde direction (y) est sensiblement égale à la dimension la face Nord (30) et à la face Sud (32), selon ladite seconde direction (y).

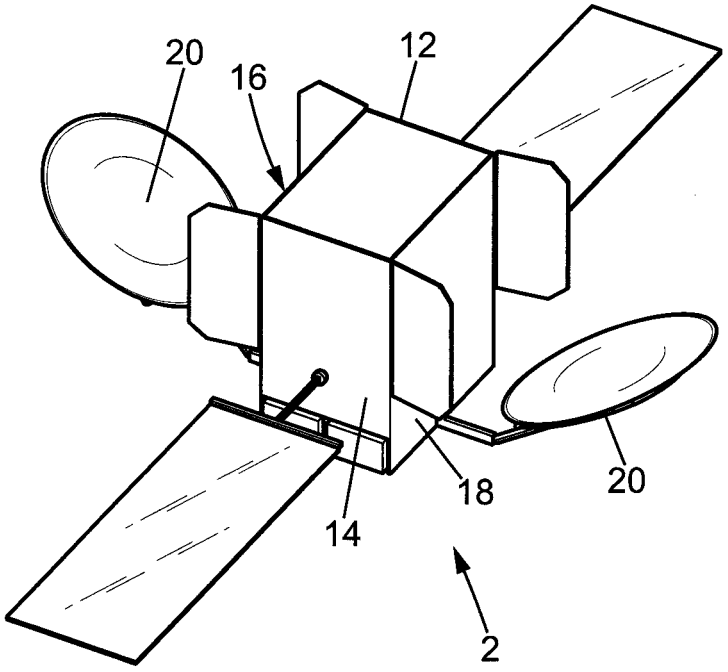


FIG. 1

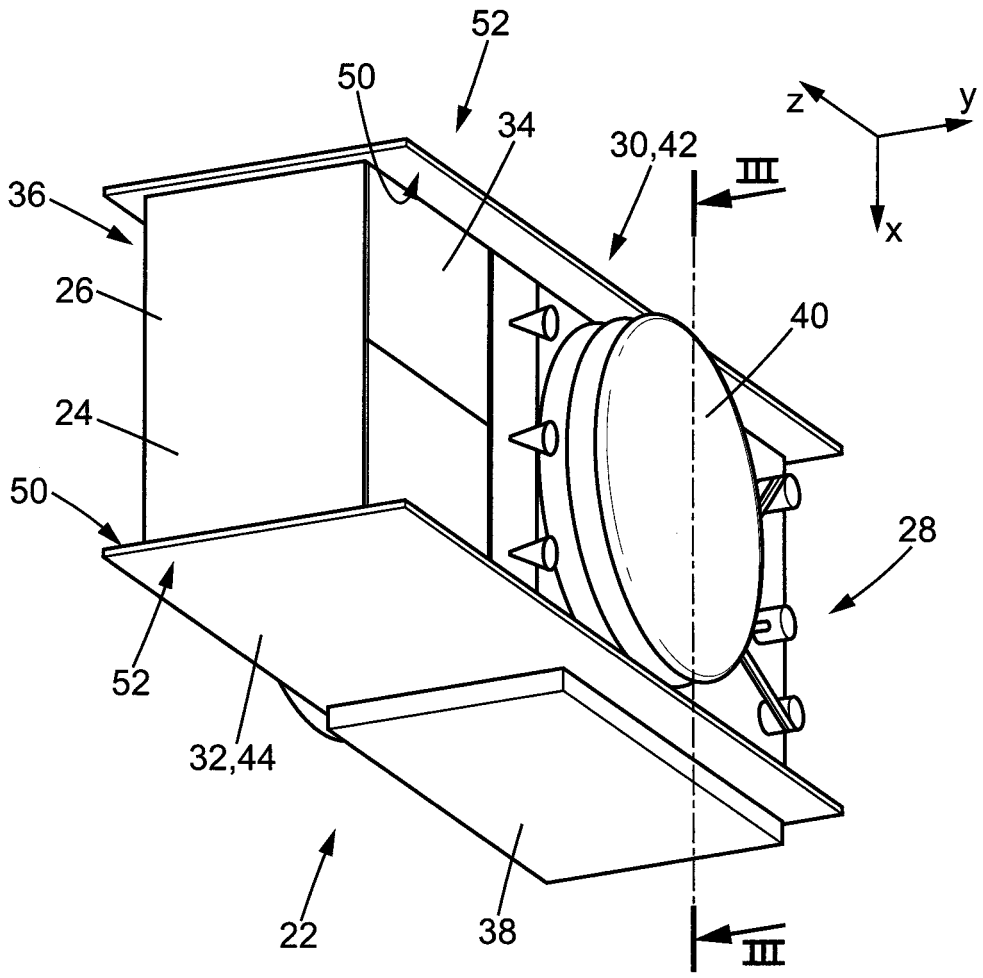


FIG. 2

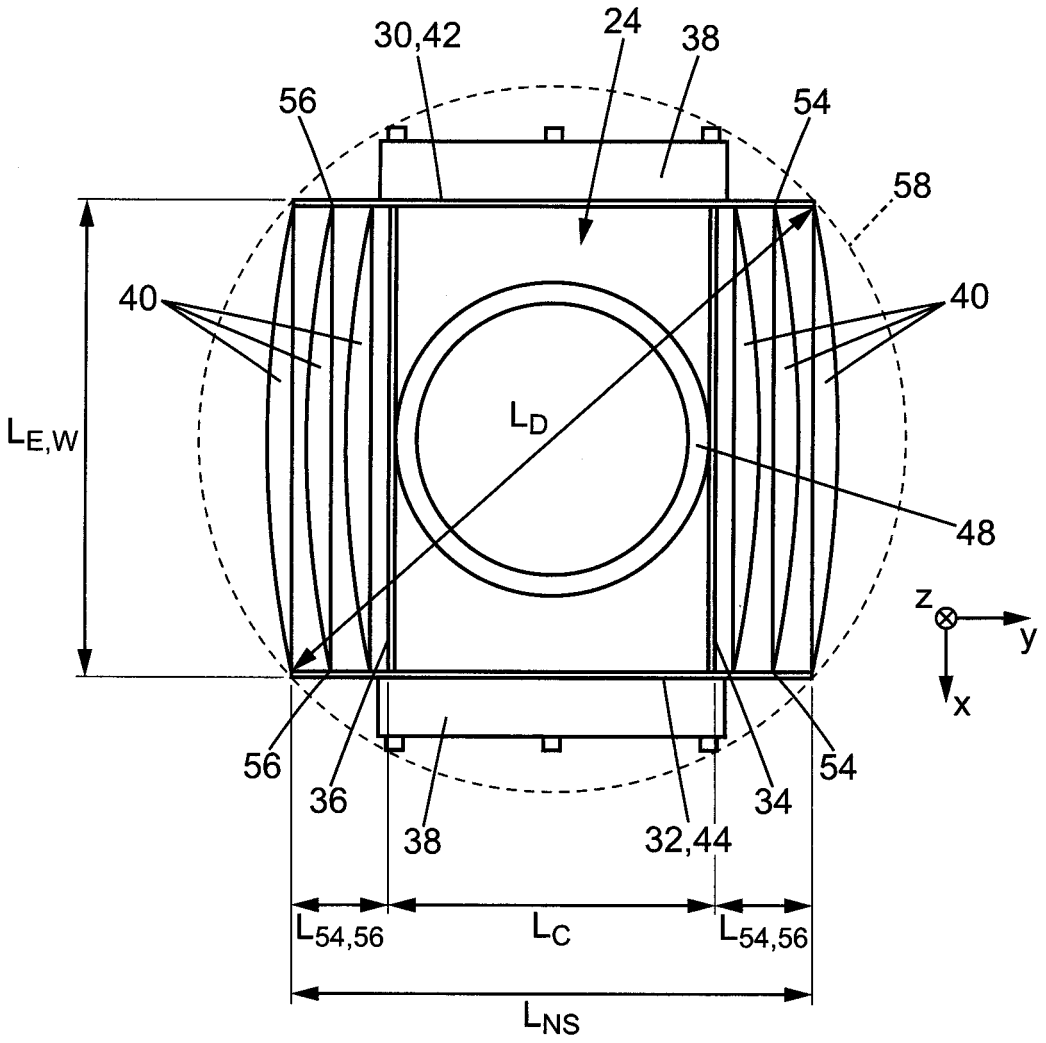

30,42
24
38
56
54
58
40
40
$L_{E,W}$
L_D
48
z
y
x
56
36
38
32,44
34
54
$L_{54,56}$
L_C
$L_{54,56}$
L_{NS}

FIG. 3

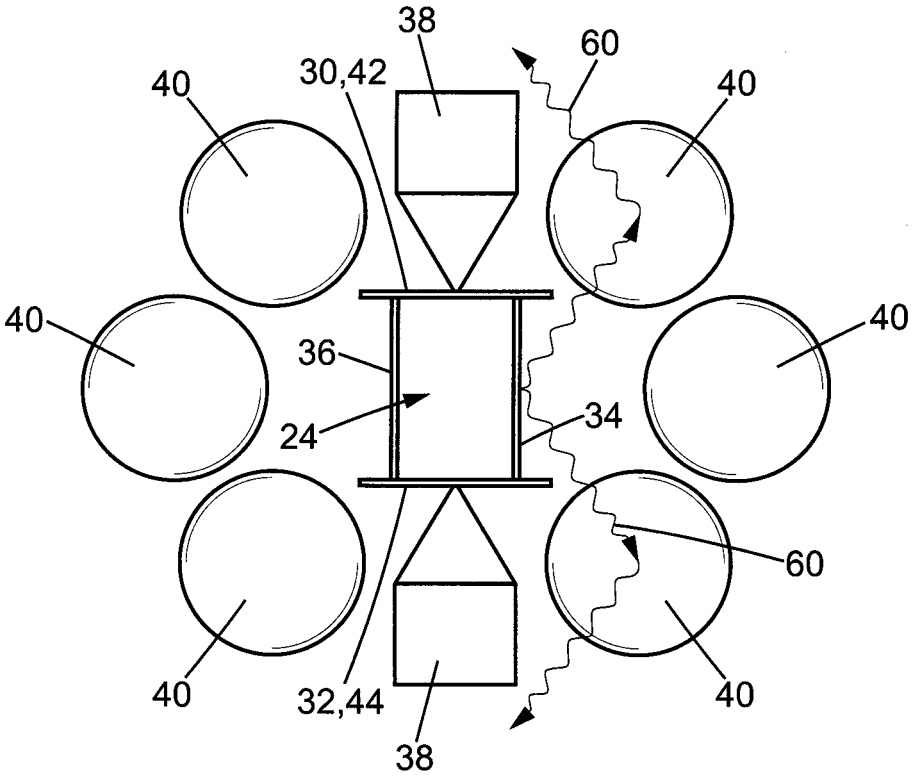


FIG. 4

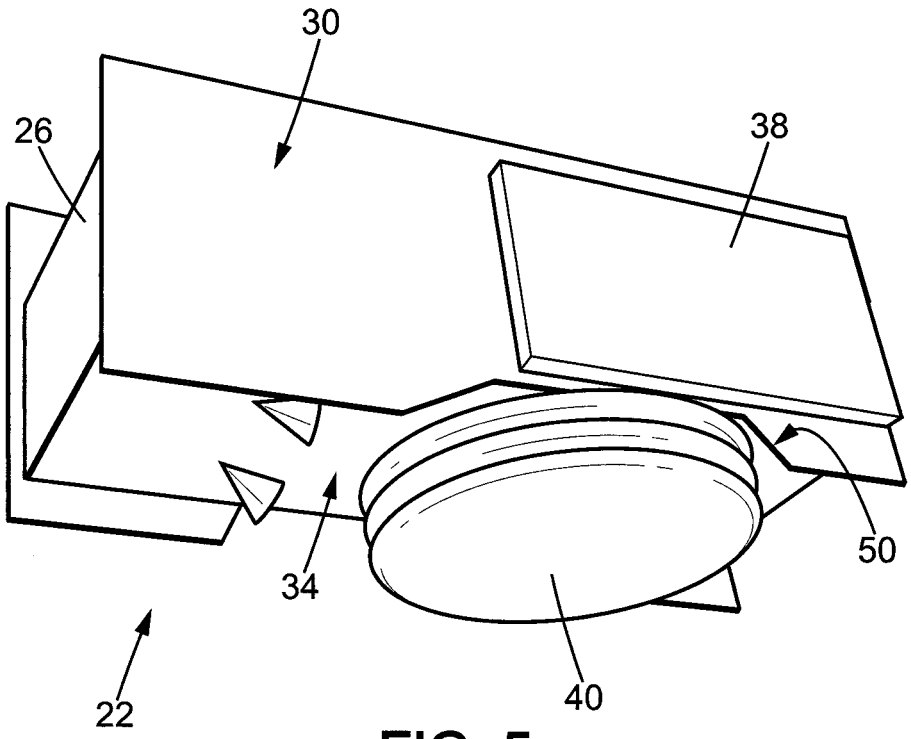


FIG. 5

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement national

FA 815626
FR 1501701

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
Y	US 6 478 258 B1 (YEE EDDY M [US]) 12 novembre 2002 (2002-11-12) * colonne 2, lignes 8-24 * * figures * -----	1-7,9,10	B64G1/10 B64G1/22 B64G1/44
Y	US 2014/299714 A1 (WONG HAMILTON [US]) 9 octobre 2014 (2014-10-09) * alinéa [0003] * * alinéa [0037] * * alinéas [0047] - [0050] * * alinéas [0053] - [0063] * * pages - * -----	1-7,9,10	
A	EP 2 772 442 A2 (BOEING CO [US]) 3 septembre 2014 (2014-09-03) * le document en entier * -----	8	
A,D	US 5 833 175 A (CAPLIN GLENN [US]) 10 novembre 1998 (1998-11-10) * le document en entier * -----	1-10	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64G

Date d'achèvement de la recherche	Examinateur
23 juin 2016	Weber, Carlos

CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS

X : particulièrement pertinent à lui seul
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie
A : arrière-plan technologique
O : divulgation non-écrite
P : document intercalaire

T : théorie ou principe à la base de l'invention
E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure.
D : cité dans la demande
L : cité pour d'autres raisons

& : membre de la même famille, document correspondant

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1501701 FA 815626

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 23-06-2016
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 6478258 B1	12-11-2002	AUCUN	
US 2014299714 A1	09-10-2014	EP 2983992 A2	17-02-2016
		US 2014299714 A1	09-10-2014
		WO 2014168923 A2	16-10-2014
EP 2772442 A2	03-09-2014	CN 104015937 A	03-09-2014
		EA 201490296 A1	28-11-2014
		EP 2772442 A2	03-09-2014
		JP 2014169069 A	18-09-2014
		US 2014239124 A1	28-08-2014
US 5833175 A	10-11-1998	DE 69627280 D1	15-05-2003
		DE 69627280 T2	25-03-2004
		EP 0780293 A2	25-06-1997
		US 5833175 A	10-11-1998

EPO FORM P0465