

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
29 juillet 2004 (29.07.2004)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2004/063009 A1

(51) Classification internationale des brevets⁷ : **B64G 1/24**,
1/44

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2003/003567

(22) Date de dépôt international :
2 décembre 2003 (02.12.2003)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
02/15714 12 décembre 2002 (12.12.2002) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : **EADS
ASTRIUM SAS** [FR/FR]; 37, avenue Louis Breguet,
F-78140 Velizy Villacoublay (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : **POLLE,
Bernard** [FR/FR]; 31 rue des Cosmonautes, F-31402
Toulouse Cedex 4 (FR).

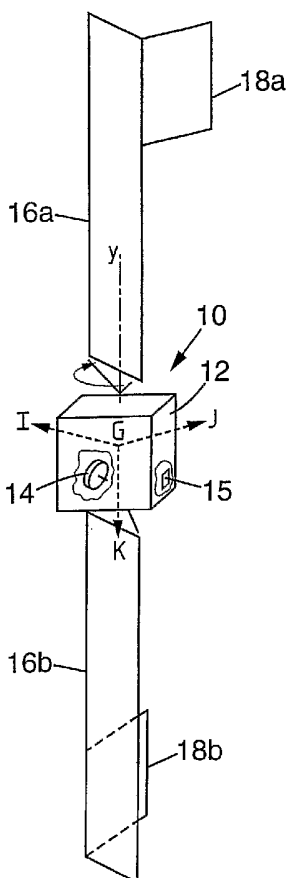
(74) Mandataires : **BEROGIN, Francis.** etc.; Cabinet
Plasseraud - 65/67, rue de la Victoire -, F-75440 Paris
Cedex 09 (FR).

(81) États désignés (national) : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ,
BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU,
CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE,
GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR,
KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG, MK,
MN, MW, MX, MZ, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT,
RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SY, TJ, TM, TN, TR,
TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: SOLAR CONTROL METHOD FOR SPACECRAFT

(54) Titre : PROCEDE DE PILOTAGE SOLAIRE DE VEHICULE SPATIAL



(57) Abstract: The invention relates to a solar control method for spacecraft. The inventive method can be used for the three-dimensional control of a spacecraft (10) comprising a body (12) which is equipped with means of creating internal kinetic moments (14) and bearing two wings (16a, 16b) which are provided with solar panels. The aforementioned wings are disposed symmetrically on either side of the body of the craft (10) and can be oriented independently on the body (12) around a common axis (K). In addition, said wings are provided with elements (18a, 18b) which create a solar pressure force that is offset in relation to the axis of rotation (K) on one wing (16a, 16b) when said wing (16a, 16b) is mispointed around the aforementioned axis (K) in relation to the sun. In order to create a moment that can change the orientation of the craft (10) around a windmill axis (J) which is orthogonal to the mid-plane of the wings (16a, 16b), the wings (16a, 16b) are mispointed in an opposing manner. Moreover, in order to create a moment that can change the orientation of the craft (10) around an axis of imbalance (I) which is located in the nominal plane of the wings (16a, 16b) and which is orthogonal to the axis of rotation (K) of the wings (16a, 16b) on the body (12), the wings (16a, 16b) are mispointed in the same direction.

(57) Abrégé : Le procédé permet de piloter en 3D 'un véhicule spatial présentant un corps équipé de moyens de création de moments cinétiques internes et portant deux ailes. munies de panneaux solaires, placées symétriquement de part et d'autre du corps du véhicule, orientables indépendamment sur le corps autour d'un axe commun et munies d'éléments qui provoquent la création d'une force de pression solaire décalée par rapport à l'axe de rotation sur une aile lorsque cette aile est dépointée autour du dit axe par rapport au soleil. Pour créer un moment tendant à changer l'orientation du véhicule autour d'un axe de moulin à vent (J) orthogonal au plan moyen des ailes, on donne aux ailes des dépointages opposés. Pour créer un moment tendant à changer l'orientation du véhicule autour d'un axe de déséquilibre (I) situé dans le plan nominal des ailes et orthogonal à l'axe de rotation des ailes sur le corps, on donne aux ailes des dépointages de même sens. Suivant l'invention on commande l'attitude du véhicule spatial pour faire varier dans le temps l'orientation des axes de moulin à vent et de déséquilibre pour permettre de créer temporairement un moment autour de n'importe quelle direction dans un repère inertiel.



(84) **États désignés (régional) :** brevet ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), brevet eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), brevet européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IT, LU, MC, NL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), brevet OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

Déclaration en vertu de la règle 4.17 :

— relative à la qualité d'inventeur (règle 4.17.iv) pour US seulement

PROCEDURE DE PILOTAGE SOLAIRE DE VEHICULE SPATIAL

La présente invention concerne le pilotage solaire d'un véhicule spatial et notamment d'un satellite par création d'un couple externe tendant à faire tourner le satellite dans un repère absolu, en donnant à des ailes du satellite, sensiblement symétriques, munies de panneaux solaires, orientables indépendamment autour d'un axe commun, des écarts de pointage par rapport à leur orientation nominale vers le soleil.

On connaît déjà des procédés de pilotage solaire. En particulier, le document EP-A-0101333 décrit et revendique un procédé de commande d'attitude d'un satellite placé sur une orbite géostationnaire, dite GEO. Le satellite est muni de deux ailes portant des panneaux solaires, placées symétriquement de part et d'autre du corps du satellite et orientables indépendamment l'une de l'autre autour d'un axe nord-sud qui constitue l'axe de tangage du corps du satellite en orbite. Pour augmenter les moments créés par des écarts de pointage, chaque aile porte au moins une ailette latérale oblique.

On provoque l'apparition d'un moment autour d'un axe dit de déséquilibre I situé dans le plan des ailes et orthogonal à l'axe de rotation par dépointage simultané, dans le même sens et de même amplitude, des deux ailes, à partir de l'orientation nominale. On crée un moment dit de moulin à vent autour d'un axe J perpendiculaire à un plan médian entre les panneaux dépointés en donnant aux ailes des dépointages de sens opposé. Par contre il n'est pas possible de créer un couple autour de l'axe commun de rotation des ailes.

Ce mode de pilotage sur une orbite géostationnaire où les perturbations d'origine solaire sont très prépondérantes, présente de nombreux avantages. Il permet de fournir des couples externes compensant l'effet des perturbations et de désaturer les moyens d'échange de moments cinétiques internes (roues de réaction ou gyrodynes) prévus dans le corps du satellite sans consommer des ergols. La présence des ailettes permet d'obtenir des couples appréciables en dépit de la valeur très faible de la pression solaire, qui est de l'ordre de $4,6.10^{-6} \text{N/m}^2$.

Mais il est impossible de créer des couples externes autour de l'axe de rotation des ailes, aligné avec l'axe de tangage en orbite géostationnaire, puisque les axes I et

J restent dans un même plan lors du parcours de l'orbite . Sur une orbite GEO il reste donc nécessaire d'utiliser des tuyères pour obtenir des moments externes.

Le pilotage solaire n'est pas utilisé à l'heure actuelle pour des satellites placés en orbite basse (dite LEO) ou intermédiaire (dit MEO). Diverses raisons ont amené à cette
5 exclusion. Il faut notamment prendre en considération l'importance relative des couples perturbateurs qui agissent sur les satellites. Il s'agit des couples d'origine magnétique, aérodynamique, de gradient de gravité et solaire. La dernière source est très prépondérante à l'altitude d'une orbite géosynchrone, ce qui rend le pilotage solaire attractif. En orbite basse, la proximité de la planète se traduit par un champ élevé qui
10 rend le pilotage magnétique à l'aide de magnéto-coupleurs avantageux.

Sur les satellites actuels en orbite moyenne, en particulier à des altitudes de l'ordre de 20 000 km, on utilise en général aussi des magnéto-coupleurs, soit directement pour le pilotage, soit pour désaturer ou décharger des roues de réaction.

Cette solution est notamment utilisée sur les satellites de localisation terrestre
15 (satellites GPS).

Mais le pilotage par forces électromagnétiques a des inconvénients aux orbites dites intermédiaires ou moyennes: le champ magnétique étant faible, des courants importants sont nécessaires pour créer des couples appréciables. Le champ électromagnétique produit par les coupleurs perturbe les horloges qui doivent être
20 extrêmement précises pour ce type de mission. Aux altitudes intermédiaires, le champ magnétique est peu stable et sujet à des orages magnétiques.

Dans le plupart des cas les orbites intermédiaires présentent une forte inclinaison sur l'équateur de sorte que l'élévation du soleil présente de fortes variations et peut être très élevées à certaines périodes. Ces variations rendent l'orientation des axes I et
25 J des ailes par rapport à un repère inertiel très variable et permettent de créer des moments externes dans l'ensemble de l'espace 3 dimensions.

La présente invention vise notamment à fournir un procédé de pilotage utilisable notamment pour créer les moments externes requis pour compléter l'utilisation des moyens d'échange de moments cinétiques portés par le corps d'un satellite ou véhicule
30 spatial et destinés à orienter le corps du satellite autour des trois axes d'un repère inertiel, notamment sur les satellites en orbite intermédiaire, tels que les satellites

utilisés pour des missions de navigation, exigeant des orbites très stables et prévisibles pour arriver à la précision nécessaire. Elle vise également, à titre secondaire, à permettre de compenser les couples perturbateurs qui s'accumulent pendant les intervalles de temps très longs, souvent de l'ordre de l'année, qui séparent les manœuvres de maintien à poste. Elle vise également à permettre un pilotage solaire 3 axes sur un véhicule spatial sur un trajet interplanétaire.

Dans ce but, l'invention propose notamment un procédé de commande d'attitude d'un véhicule spatial, et notamment d'un satellite placé sur une orbite inclinée sur l'équateur, le corps du véhicule ou satellite étant muni d'au moins deux ailes placées symétriquement de part et d'autre du corps du véhicule ou du satellite et orientables indépendamment autour d'un axe commun.

Suivant un premier aspect, l'invention propose un procédé de pilotage d'un véhicule spatial présentant un corps équipé de moyens de création de moments cinétiques internes et portant deux ailes munies de panneaux solaires, placées symétriquement de part et d'autre du corps du véhicule, orientables indépendamment sur le corps autour d'un axe commun et munies d'éléments qui provoquent la création d'une force résultante de pression solaire décalée par rapport à l'axe de rotation sur une aile lorsque cette aile est dépointée autour du dit axe par rapport au soleil, suivant lequel :

(a) pour créer un moment tendant à changer l'orientation du véhicule autour d'un axe de moulin à vent (J) orthogonal au plan moyen des ailes, on donne aux ailes des dépointages opposés, pour créer un moment tendant à changer l'orientation du véhicule autour d'un axe de déséquilibre (I) situé dans le plan nominal des ailes et orthogonal à l'axe de rotation des ailes sur le corps, on donne aux ailes des dépointages de même sens, caractérisé en ce qu' on commande l'attitude du véhicule spatial pour faire varier dans le temps l'orientation des axes de moulin à vent et de déséquilibre pour permettre de créer temporairement un moment autour de n'importe quelle direction dans un repère inertiel.

Suivant un autre aspect, l'invention propose un procédé de pilotage d'un satellite placé sur une orbite non géosynchrone inclinée sur l'équateur, le satellite ayant un

corps équipé de moyens de création de moments cinétiques internes et muni de deux ailes munies de panneaux solaires, placées symétriquement de part et d'autre du corps du satellite, orientables indépendamment autour d'un axe commun et munies d'éléments tels que des ailettes qui provoquent la création d'une force de pression solaire décalée par rapport à l'axe de rotation sur une aile lorsque cette aile est dépointée autour du dit axe par rapport au soleil, suivant lequel :

- on commande l'attitude du satellite en orbite de façon à donner aux deux ailes, en dehors de périodes de création de couples de désaturation, une orientation nominale qui, en chaque point de l'orbite, est telle qu'un axe orthogonal au plan des ailes soit dirigé sensiblement vers le soleil et telle qu'un axe orthogonal à la fois à la direction du soleil et à l'axe de rotation des ailes balaie un plan orthogonal à la direction du soleil, et
- on crée des moments de pilotage du satellite en donnant aux deux ailes des écarts de pointage par rapport à leur orientation nominale sur le corps du satellite, dans le même sens ou des sens opposés, lors d'emplacements sur l'orbite dépendant de l'orientation du moment à créer.

En général le type de pointage pour la mise en œuvre de l'invention sur un satellite sera le "pointage Nadir solaire". Ce mode de pointage permet une désaturation des moyens de création de moment cinétique interne suivant les trois axes alors que le mode de pilotage dans le cas d'une orbite géostationnaire n'autorisait qu'une commande d'attitude suivant des axes du satellite orthogonaux à l'axe de rotation des ailes.

Dans le cas d'un véhicule spatial, au cours d'une mission interplanétaire, on peut utiliser les moyens de création de moment cinétique interne (plutôt que des tuyères, dont la fiabilité est moindre) pour créer un spin lent ou une orientation permettant, par pilotage solaire, de décharger les roues ou gyrodynes qui ont permis antérieurement de modifier le pointage autour de l'axe de rotation des ailes.

Bien que l'invention puisse être mise en œuvre avec des ailes à panneaux solaires simples, il est avantageux d'utiliser une configuration du genre décrit dans le document EP-A-0101333 déjà mentionné ou une autre configuration donnant un effet comparable.

Les caractéristiques ci-dessus ainsi que d'autres apparaîtront mieux à la lecture de la description qui suit d'un mode particulier de réalisation, donné à titre d'exemple non limitatif.

Le description se réfère aux dessins qui l'accompagnent dans lesquels :

- 5 - la figure 1 est un schéma de principe montrant les paramètres qui interviennent dans la mise en œuvre de l'invention dans le cas de sa mise en œuvre sur un satellite ;
- les figures 2A et 2B montrent le pointage nominal "Nadir solaire" d'un satellite sur orbite intermédiaire, dite MEO, respectivement pour des élévations haute et basse du soleil par rapport au plan de l'orbite, chaque fois pour deux positions du satellite ;

10 Le satellite 10 schématisé sur la figure 1 présente un corps 12 portant deux ailes 16a et 16b pouvant tourner sur le corps autour du même axe K. Des moteurs non représentés permettent de faire tourner les ailes 16a et 16b indépendamment l'une de l'autre autour de l'axe K, par exemple en réponse à des commandes provenant d'un système intégré au satellite ou provenant du sol. Le corps du satellite contient encore
15 des moyens fournissant un moment cinétique de stabilisation et de commande. Ces moyens peuvent être constitués notamment par des roues cinétiques d'axe fixe 14 et de vitesse commandable ou par des actionneurs gyroscopiques dont la roue est portée par un cardan orientable. Par échange de moments cinétiques internes, l'attitude du corps du satellite peut être maintenue ou commandée. Elle peut être évaluée à l'aide de
20 capteurs 15, par exemple d'un capteur d'horizon terrestre dans le cas d'un satellite sur orbite intermédiaire lorsqu' on cherche à maintenir un axe lié au corps orienté vers la terre (axe de lacet).

Dans le mode avantageux de réalisation montré en figure 1, à chaque aile 16a ou 16b est fixée une ailette 18a ou 18b, dans une orientation par rapport à l' aile invariable.
25 Les deux ailettes sont symétriques par rapport au centre du satellite lorsque les ailes sont en position nominale. Le calcul permet de déterminer l'effet de faibles dépointages des ailes par rapport à une orientation nominale face au soleil. On pourra se reporter à ce sujet au document EP 010133 déjà mentionné.

La capacité de création de couples d'orientation par dépointage n'est pas la
30 même autour de tous les axes passant par le centre de gravité G du satellite. La

capacité de création d'un couple externe appréciable apparaît immédiatement autour de deux axes :

- l'axe J , qu'on qualifie souvent de "moulin à vent", orthogonal au plan moyen des panneaux solaires ou des ailes,
- 5 - l'axe I situé dans le plan moyen des panneaux solaires et orthogonal à l'axe y de rotation des panneaux solaires, souvent qualifié d'axe de déséquilibre.

Dans les satellites géostationnaires à pilotage solaire, la création de couples par des dépointages de même sens ou de sens opposés des deux ailes est déjà utilisé pour produire des couples autour des axes J et K. En revanche, les couples parasites
10 le long du troisième axe, qui constituent l'axe de tangage sur un satellite géostationnaire, sont accumulés par les moyens présentant un moment cinétique (roues ou gyrodynes) et la désaturation, lorsqu'elle est nécessaire, est effectuée à l'aide du système de propulsion. Mais la désaturation ou simplement le déchargement (unloading) des roues au moyen de tuyères, utilisable d'ailleurs pour n'importe quelle
15 mission, perturbe l'orbite du satellite et consomme des ergols. Au surplus, les systèmes de propulsion sont loin de présenter une fiabilité à long terme absolue.

Comme indiqué plus haut, l'invention implique que, dans le cas d'un satellite, l'orbite soit inclinée sur l'équateur ou que l'on renonce, à certaines périodes de la mission , au pointage nominal du corps du satellite.

20 Dans le cas donné ici à titre d'exemple, le satellite est commandé suivant une loi de pointage "Nadir solaire" et on utilise des dépointages commandés, de même sens ou de sens opposés, des ailes par rapport à l'orientation nominale "Nadir solaire" pour le pilotage. Sur des orbites fortement inclinées sur l'écliptique et sur l'équateur, l'angle d'élévation du soleil par rapport au plan de l'orbite peut par exemple prendre les
25 positions extrêmes montrées en figures 2A et 2B.

La figure 2A montre l'attitude prise par le satellite et par les ailes à deux positions sur l'orbite, lorsque l'élévation solaire φ est maximale (c'est-à-dire lors des solstices). L'axe J orthogonal au plan des ailes est dans tous les cas orienté vers le soleil. En revanche, l'orientation de l'axe K de rotation des panneaux solaires change
30 cycliquement, à la période orbitale. L'axe de déséquilibre I balaie le plan orthogonal à la direction du soleil.

Grâce à ces variations cycliques qui se produisent au cours de la circulation sur l'orbite, il est possible, à certaines périodes, de décharger ou de désaturer les moyens de création de moments cinétiques et de réorienter le moment cinétique de façon qu'un pointage dans n'importe quelle direction d'un repère inertiel est possible. Plus
5 précisément, le pilotage solaire sur une telle orbite permet de décharger les moyens de création de moment cinétique interne (voire même de modifier directement l'orientation du satellite) autour des axes de moulin à vent J et de déséquilibre I et de plus de décharger les *moyens de création de moment cinétique* autour de l'axe K de rotation des ailes.

10 La figure 2B, sur laquelle sont représentées des orientations successives prises par le satellite sur son orbite alors que l'élévation du soleil est nulle (lors des équinoxes) montre que la même possibilité subsiste. Dans tous les cas les axes « actifs » I et J balayent l'espace 3D.

REVENDICATIONS

1. Procédé de pilotage d'un véhicule spatial présentant un corps équipé de moyens de création de moments cinétiques internes et portant deux ailes munies de panneaux solaires, placées symétriquement de part et d'autre du corps du véhicule, orientables indépendamment sur le corps autour d'un axe commun et munies d'éléments qui provoquent la création d'une force de pression solaire décalée par rapport à l'axe de rotation sur une aile lorsque cette aile est dépointée autour du dit axe par rapport au soleil, suivant lequel :
 - 10 (a) pour créer un moment tendant à changer l'orientation du véhicule autour d'un axe de moulin à vent (J) orthogonal au plan moyen des ailes, on donne aux ailes des dépointages opposés,
 - (b) pour créer un moment tendant à changer l'orientation du véhicule autour d'un axe de déséquilibre (I) situé dans le plan nominal des ailes et orthogonal à l'axe de rotation
15 des ailes sur le corps, on donne aux ailes des dépointages de même sens,
 - (c) caractérisé en ce qu' on commande l'attitude du véhicule spatial pour faire varier dans le temps l'orientation des axes de moulin à vent et de déséquilibre pour permettre de créer temporairement un moment autour de n'importe quelle direction dans un repère inertiel.
- 20 2. Procédé suivant la revendication 1, caractérisé en ce que l'étape (c) est réalisée en plaçant le véhicule sur une orbite telle que le plan commun des axes de moulin à vent (J) et de déséquilibre (I) change dans l'espace inertiel au cours du parcours de l'orbite.
3. Procédé suivant la revendication 2, caractérisé en ce qu'on place le véhicule sur
25 une orbite MEO.
4. Procédé suivant la revendication 1, caractérisé en ce que, sur un véhicule en mission interplanétaire, l'étape (c) est réalisée en orientant les ailes vers le soleil et en donnant au véhicule un spin lent autour de la direction du soleil.
5. Procédé suivant la revendication 1, caractérisé en ce qu'on maintient l'axe des
30 ailes sensiblement orthogonal à la direction du soleil

6. Procédé de pilotage d'un satellite placé sur une orbite non géosynchrone inclinée sur l'équateur, le satellite ayant un corps équipé de moyens de création de moments cinétiques internes et muni de deux ailes munies de panneaux solaires, placées symétriquement de part et d'autre du corps du satellite, orientables indépendamment
5 autour d'un axe commun et munies d'éléments tels que des ailettes qui provoquent la création d'une force de pression solaire décalée par rapport à l'axe de rotation sur une aile lorsque cette aile est dépointée autour du dit axe par rapport au soleil, suivant lequel :

- on commande l'attitude du satellite en orbite de façon à donner aux deux ailes, en
10 dehors de périodes de création de couples de désaturation, une orientation nominale qui, en chaque point de l'orbite, est telle qu'un axe orthogonal au plan des ailes soit dirigé sensiblement vers le soleil et telle qu'un axe orthogonal à la fois à la direction du soleil et à l'axe de rotation des ailes balaie un plan orthogonal à la direction du soleil, et
- on crée des moments de pilotage du satellite en donnant aux deux ailes des
15 écarts de pointage par rapport à leur orientation nominale sur le corps du satellite, dans le même sens ou des sens opposés, lors d'emplacements sur l'orbite dépendant de l'orientation du moment à créer.

7. Procédé suivant l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'on munit chacune des ailes d'au moins une ailette latérale oblique constituant
20 le dit élément qui provoque la création d'une force de pression solaire décalée par rapport à l'axe de rotation de l'aile.

FIG. 1

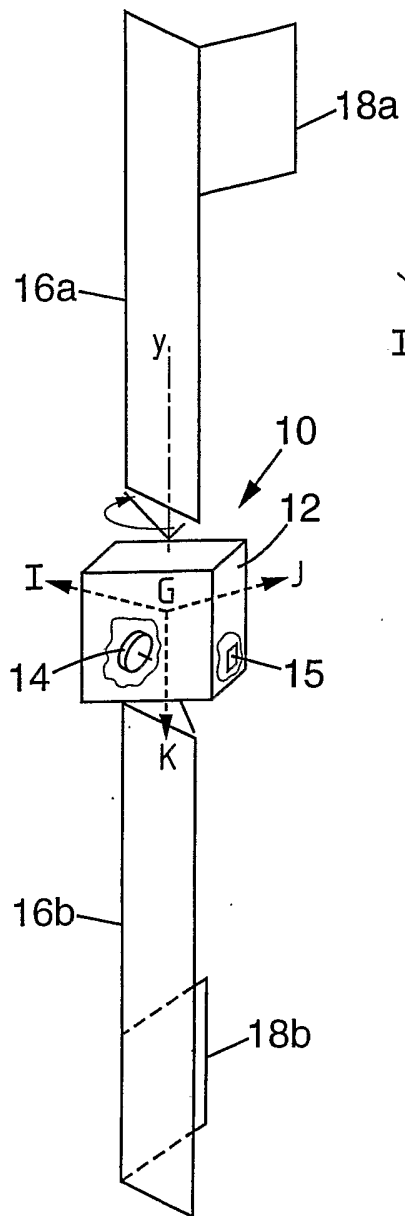


FIG. 2A

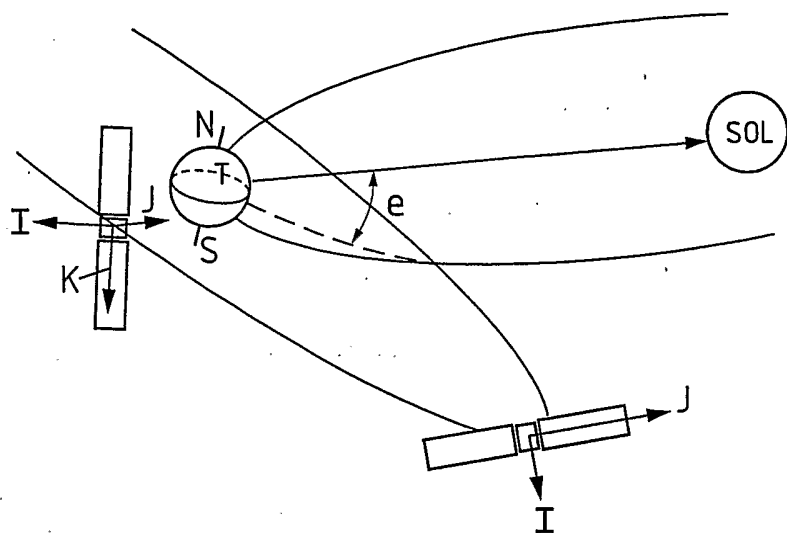
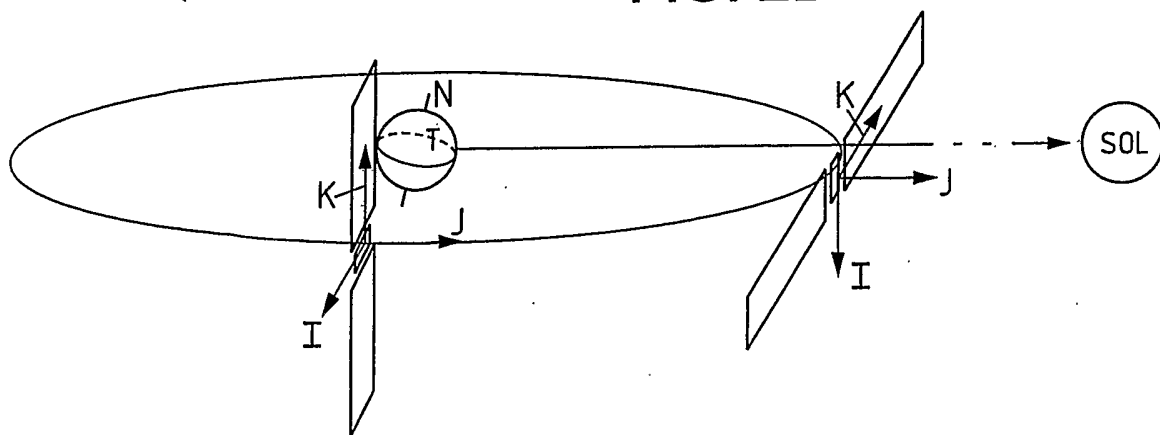


FIG. 2B



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

PCT/FR 03/03567

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

IPC 7 B64G1/24 B64G1/44

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC 7 B64G

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data, PAJ, INSPEC, COMPENDEX

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	KYROUDIS G A: "SURVEY OF SOLAR-SAILING CONFIGURATIONS FOR SATELLITE ATTITUDE CONTROL" PAPER AMERICAN ASTRONAUTICAL SOCIETY, XX, XX, vol. 91-486, 1991, pages 815-838, XP000671524 page 815 - page 816 page 826, paragraph 2 - page 829, paragraph 2; figures 12-15	1,5-7
A	EP 0 101 333 A (MATRA) 22 February 1984 (1984-02-22) abstract page 4, line 2 - page 7, line 20 figures 1-3 ----- -/-	1,5-7

☒ Further documents are listed in the continuation of box C.

☒ Patent family members are listed in annex.

* Special categories of cited documents:

A document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

E earlier document but published on or after the international filing date

L document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

O document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

P document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

T later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

X document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

Y document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.

Z document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

23 April 2004

Date of mailing of the international search report

03/05/2004

Name and mailing address of the ISA

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Calvo de No, R

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

PCT/FR 03/03567

C.(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category °	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 0 794 120 A (HUGHES AIRCRAFT CO) 10 September 1997 (1997-09-10) column 3, line 10 - line 14 -----	1,5-7
A	FR 2 656 586 A (AEROSPATIALE) 5 July 1991 (1991-07-05) abstract page 5, line 2 - page 6, line 33 page 10, line 25 - page 15, line 14 figures 1-3 -----	1,5,6
A	FR 2 655 167 A (AEROSPATIALE) 31 May 1991 (1991-05-31) page 6, line 10 - page 8, line 5 page 13, last line - page 16, line 14 figures 1-3 -----	1,5,6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

PCT/FR 03/03567

Patent document cited in search report		Publication date		Patent family member(s)	Publication date
EP 0101333	A	22-02-1984	FR	2530046 A1	13-01-1984
			DE	3374617 D1	23-12-1987
			EP	0101333 A1	22-02-1984
EP 0794120	A	10-09-1997	US	5775645 A	07-07-1998
			CA	2198046 A1	05-09-1997
			EP	0794120 A1	10-09-1997
FR 2656586	A	05-07-1991	FR	2656586 A1	05-07-1991
			CA	2032808 A1	30-06-1991
			DE	69002449 D1	02-09-1993
			DE	69002449 T2	18-11-1993
			EP	0436425 A1	10-07-1991
			ES	2042251 T3	01-12-1993
			US	5133518 A	28-07-1992
FR 2655167	A	31-05-1991	FR	2655167 A1	31-05-1991
			AU	639504 B2	29-07-1993
			AU	6706290 A	06-06-1991
			CA	2031097 A1	30-05-1991
			DE	69022203 D1	12-10-1995
			DE	69022203 T2	02-05-1996
			EP	0435708 A2	03-07-1991
			JP	3189297 A	19-08-1991
			US	5149022 A	22-09-1992

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

PCT/FR 03/03567

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE CIB 7 B64G1/24 B64G1/44		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) CIB 7 B64G		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data, PAJ, INSPEC, COMPENDEX		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie °	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	KYROUDIS G A: "SURVEY OF SOLAR-SAILING CONFIGURATIONS FOR SATELLITE ATTITUDE CONTROL" PAPER AMERICAN ASTRONAUTICAL SOCIETY, XX, XX, vol. 91-486, 1991, pages 815-838, XP000671524 page 815 - page 816 page 826, alinéa 2 - page 829, alinéa 2; figures 12-15	1,5-7
A	EP 0 101 333 A (MATRA) 22 février 1984 (1984-02-22) abrégé page 4, ligne 2 - page 7, ligne 20 figures 1-3 ----- -/--	1,5-7
☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
° Catégories spéciales de documents cités:		
A document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent *E* document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date *L* document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) *O* document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens *P* document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée *T* document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention *X* document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément *Y* document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier *Z* document qui fait partie de la même famille de brevets		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée 23 avril 2004		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 03/05/2004
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Calvo de No, R

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

PCT/FR 03/03567

C.(suite) DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie *	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	EP 0 794 120 A (HUGHES AIRCRAFT CO) 10 septembre 1997 (1997-09-10) colonne 3, ligne 10 - ligne 14 -----	1,5-7
A	FR 2 656 586 A (AEROSPATIALE) 5 juillet 1991 (1991-07-05) abrégé page 5, ligne 2 - page 6, ligne 33 page 10, ligne 25 - page 15, ligne 14 figures 1-3 -----	1,5,6
A	FR 2 655 167 A (AEROSPATIALE) 31 mai 1991 (1991-05-31) page 6, ligne 10 - page 8, ligne 5 page 13, dernière ligne - page 16, ligne 14 figures 1-3 -----	1,5,6

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

PCT/FR 03/03567

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 0101333	A	22-02-1984	FR 2530046 A1 DE 3374617 D1 EP 0101333 A1	13-01-1984 23-12-1987 22-02-1984
EP 0794120	A	10-09-1997	US 5775645 A CA 2198046 A1 EP 0794120 A1	07-07-1998 05-09-1997 10-09-1997
FR 2656586	A	05-07-1991	FR 2656586 A1 CA 2032808 A1 DE 69002449 D1 DE 69002449 T2 EP 0436425 A1 ES 2042251 T3 US 5133518 A	05-07-1991 30-06-1991 02-09-1993 18-11-1993 10-07-1991 01-12-1993 28-07-1992
FR 2655167	A	31-05-1991	FR 2655167 A1 AU 639504 B2 AU 6706290 A CA 2031097 A1 DE 69022203 D1 DE 69022203 T2 EP 0435708 A2 JP 3189297 A US 5149022 A	31-05-1991 29-07-1993 06-06-1991 30-05-1991 12-10-1995 02-05-1996 03-07-1991 19-08-1991 22-09-1992