

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 18.05.00.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la demande : 23.11.01 Bulletin 01/47.

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 :

71 Demandeur(s) : ORGANISATION INTERGOUVERNEMENTALE DITE AGENCE SPATIALE EUROPEENNE — FR.

72 Inventeur(s) : AHEDO GALILEA EDOUARDO, CREASEY RICHARD CHARLES, HILGERS ALAIN MICHEL, PELAEZ ALVAREZ JESUS, SANMARTIN LOSADA JUAN RAMON et WEINBERGER MARC.

73 Titulaire(s) :

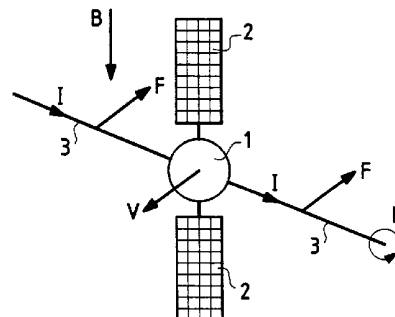
74 Mandataire(s) : THIBON LITTAYE.

54 PROCEDE DE PROPULSION ELECTRODYNAMIQUE POUR ENGIN SPATIAL EN ORBITE TERRESTRE ET SYSTEME POUR SA MISE EN OEUVRE.

57 Le procédé de propulsion électrodynamique pour engin spatial en orbite terrestre s'applique même au cas d'orbites sous forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre.

Il consiste essentiellement à déployer à partir dudit engin spatial, un câble électriquement conducteur, à surface nue apte à capter les électrons du plasma ambiant, sous forme d'un... ou plusieurs... bras ou mâts rigides (3) orientés rectilignes dans une direction fixe par rapport audit engin, choisie en fonction de l'attitude de ce dernier sur son orbite et de la direction du champ magnétique terrestre par rapport au plan de l'orbite pour favoriser les interactions électromagnétiques, et à le porter, du côté dudit engin, à un potentiel électrostatique de valeur suffisante pour faire circuler le long dudit mât un courant électrique de sens déterminé générateur de forces magnétiques de traînée ou de poussée vis-à-vis de la vitesse de l'engin en présence du champ magnétique terrestre.

Application notamment au désorbitage des satellites.



La présente invention concerne un procédé de propulsion pour engin spatial en orbite, ainsi qu'un système pour sa mise en oeuvre, suivant une technologie s'appliquant notamment au "désorbitage" ou au "ré-orbitage" d'un satellite terrestre, c'est-à-dire à son "éjection" de son orbite nominale ou à sa "ré-injection" sur celle-ci. Parmi les avantages majeurs qu'elle vise à obtenir par rapport aux techniques de l'art antérieur, il figure en particulier le fait de permettre ces opérations de manière appropriée aussi bien dans le cas de satellites en orbite terrestre dont la trajectoire se situe dans un plan sous forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre que dans le cas d'orbites de faible inclinaison.

Et pour cela elle vise aussi à mettre à profit du mieux possible des moyens de propulsion exploitant des phénomènes électrodynamiques, du type de ceux qui comportent l'utilisation d'un ou plusieurs éléments longiformes électriquement conducteurs s'étendant à partir de l'engin spatial, ou satellite, pour freiner celui-ci et lui faire ainsi quitter son orbite nominale. Un tel élément est couramment appelé un câble électrodynamique, car son fonctionnement implique l'interaction électrodynamique avec le champ magnétique terrestre. Etant soumis avec l'ensemble de l'engin à un déplacement relatif par rapport au champ géomagnétique, il est le siège de tensions électriques induites, qui tendent à faire apparaître un courant électrique le parcourant et à engendrer en conséquence des forces magnétiques de traînée tendant à s'opposer à celles qui leur ont donné naissance et qui provoquent la décélération de l'engin.

Compte tenu de la croissance dramatique de la population d'engins spatiaux, il devient nécessaire de pouvoir "désorbiter" volontairement les satellites en fin de mission, c'est-à-dire de leur faire perdre rapidement de l'altitude jusqu'à ce qu'ils se consument dans les couches supérieures de l'atmosphère. En effet, au-dessus d'une altitude typiquement de l'ordre de 500 km, l'atmosphère est si ténue que sans une telle intervention, la durée de résidence d'un engin spatial en orbite serait largement supérieure à sa durée de

vie utile, généralement de l'ordre de 10 ans. La ré-entrée de l'engin dans l'atmosphère suffisamment dense permet de limiter le risque des collisions et autres interférences avec des corps étrangers. Or à l'époque actuelle, ce risque ne cesse d'augmenter avec l'accumulation de satellites désactivés et de débris laissés par des engins spatiaux encore actifs, et bien entendu, il est particulièrement à craindre vis-à-vis de missions habitées.

De manière connue, on peut faire appel à différents procédés de propulsion, utilisés individuellement ou en combinaison, pour désorbiter ou réorbiter un satellite. On peut citer notamment les systèmes à propulseur chimique ou à gaz froid, les systèmes électrique, les propulseurs ioniques ou à plasma, en plus des systèmes à câbles électrodynamiques dont relève plus particulièrement l'invention.

Des systèmes de "désorbitage" à câbles électrodynamiques ont, par exemple, été décrits dans *"Satellite Deorbiting by means of Electrodynamic Tethers : General Concepts and Requirements*, L. Iess et al, 49th International Astronautical Congress, Sept. 28 - Oct. 2, / Melbourne, Australia", ainsi que dans *"Performance of Terminator Tether™ for Autonomous Deorbit of LEO Spacecraft*, R. Hoyt et al, AIAA 99-2839".

On pourra si besoin se référer à ces documents, qui expliquent bien quels phénomènes sont mis en jeu dans le fonctionnement de ces dispositifs et comment on utilise la traînée magnétique engendrée par un câble conducteur mobile dans le champ magnétique terrestre pour abaisser progressivement l'orbite du satellite. Le câble est en pratique constitué par un élément longiforme très souple, suffisamment flexible pour pouvoir être embarqué enroulé sur tambour à bord du satellite. S'agissant d'une application de désorbitage, il est déroulé en fin de vie du satellite à partir de ce dernier pour assurer sa ré-entrée.

L'état antérieur de la technique inclut déjà (*"Bare Wire Anodes for Electrodynamic Tethers*, Sanmartin et al, J. Propulsion and Power, 7(3) pp. 353-360, 1993) l'utilisation dans de tels

3

systèmes de propulsion d'engins spatiaux à câble électrodynamique, des câbles nus, non isolés électriquement, afin de collecter les électrons de l'ionosphère ambiante. Un contacteur à plasma, disposé à une extrémité du câble, ferme le courant dans l'ionosphère.

D'une manière très générale, faisant abstraction de situations particulières, on doit admettre que la traînée magnétique à prendre en considération pour les opérations de désorbitage peut être exprimée sous la forme suivante :

Traînée magnétique = Courant x Champ magnétique x Longueur

On considère ici que le "Courant" est le courant électrique qui parcourt le câble, que le "Champ magnétique" est la composante utile du champ magnétique terrestre, celle qui est perpendiculaire au câble, et que la "Longueur" est celle du câble.

Le courant est dépendant de la tension, ou différence de potentiel électrique induite, intégrée le long du câble, conformément à la relation suivante :

Tension induite = Vitesse orbitale x Champ magnétique x Longueur

la "Vitesse orbitale" étant la vitesse à laquelle le câble parcourt son orbite terrestre, et le "champ magnétique" étant celui de la Terre (ou, plus généralement, de la planète magnétisée).

Et la "Longueur" intervient à nouveau quand on considère la capacité d'un câble nu à capter les électrons libres du plasma par toute sa surface extérieure.

On comprend immédiatement, à partir des deux relations précédentes, pourquoi l'art antérieur a privilégié le fait que la tension induite et l'effet de traînée magnétique sont d'autant plus forts que l'élément électrodynamique utilisé est long. C'est en tout cas ce qui explique la manière dont la technique a été mise en oeuvre jusqu'à présent. En pratique, les procédés de propulsion du type à câble électrodynamique envisagés à ce jour, notamment pour le désorbitage de satellites en orbite autour de la Terre, utilisent des câbles réalisés sous la forme de fils tellement longs

que l'on ne sait pas faire autrement que de les réaliser flexibles. A partir du moment où ils sont suffisamment souples, ils peuvent aisément être rangés sur tambour dans le satellite. En fin de vie utile du satellite, le câble est déroulé le long de la verticale locale, suivant la direction que favorise la pesanteur terrestre. De ce fait, la force due au gradient de gravité terrestre maintient le câble tendu, d'où l'avantage que celui-ci peut être très long et très fin, donc de masse et d'encombrement relativement faibles malgré la longueur nécessaire.

Toutefois, ces procédés connus ne conviennent guère qu'à condition que l'orbite décrite par le satellite se situe dans un plan dont l'inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre est faible, ce qui fait que le champ magnétique terrestre est pour le satellite pratiquement stable, sensiblement à une intensité constante parallèlement à l'axe polaire. En effet, pour des orbites à forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre, la direction du champ magnétique terrestre est proche du plan orbital, d'où il résulte que la composante utile de ce champ est trop faible pour fournir une traînée électrodynamique efficace.

En tout état de cause, les câbles longs envisagés à ce jour présentent l'avantage d'être énergétiquement autonomes, du fait de la grande différence de potentiel induite par leur mouvement dans le champ magnétique terrestre, qui est proportionnelle à leur longueur. Mais il faut des câbles d'une longueur de plusieurs kilomètres pour que la différence de potentiel induite entre leurs deux extrémités soit de l'ordre du kilovolt, d'où une durée typique de ré-entrée dans l'atmosphère terrestre, pour des engins spatiaux d'environ 1000 kg, qui pourrait être de l'ordre quelques semaines à quelques mois.

Dans la réalité pratique, et bien que quelques câbles électrodynamiques aient fait l'objet d'essais en vol, on n'a jusqu'à présent jamais fait la preuve qu'il soit possible, dans des conditions industrielles acceptables, de les utiliser comme moyen de propulsion d'engins spatiaux, notamment dans le cas où cette

propulsion a pour finalité de libérer l'engin de son orbite. Les principaux problèmes à résoudre demeurent les suivants.

En premier lieu, la masse des câbles longs est élevée, quels que puissent être les efforts de conception tendant à limiter leur poids et leur encombrement pour une longueur déterminée. A titre d'exemple, un câble conducteur de plusieurs kilomètres possède couramment une masse de l'ordre de 100 kg. Ceci rend ce genre de système de propulsion inutilisable sur un petit satellite, compte tenu du rapport entre les masses en jeu.

Par ailleurs, les systèmes proposés jusqu'à présent fonctionnent par essence pour des orbites sensiblement équatoriales, c'est-à-dire se situant dans un plan dont l'angle éventuel d'inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre est relativement faible et qui bénéficient donc d'un champ magnétique terrestre qui est pratiquement constant parallèlement à l'axe polaire.

Enfin, il n'est pas possible actuellement de fournir un modèle complet de toutes les forces régissant le comportement dynamique d'un câble électrodynamique long et flexible. La théorie se montre donc impuissante à prévoir valablement les performances effectives et la stabilité de tels câbles. Et de fait, plusieurs tests en vol ont subi des échecs, en confirmant aussi le manque de fiabilité du système.

La présente invention vise à pallier ces différents inconvénients et à proposer un système qui soit plus général dans ses applications.

Plus particulièrement, l'invention a pour but de fournir un système de propulsion d'engins spatiaux qui, pour servir notamment, bien que non limitativement, à des fins de désorbitage, soit utilisable sur des satellites de faible masse, ce système devant donc être le plus léger et le moins encombrant possible.

L'invention a également pour but de fournir un système de désorbitage qui s'affranchisse des limitations des systèmes

antérieurs dans le cas d'orbites à basse inclinaison, et qui soit applicable avec efficacité pour des satellites sur des orbites polaires ou sensiblement telles, c'est-à-dire de forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre, aussi bien que sur des orbites à basse inclinaison.

L'invention a également pour but de fournir un système de désorbitage qui soit fiable, et dont le câble possède donc une bonne résistance mécanique et une longue durée de vie, typiquement de plusieurs années, de manière qu'il ne soit pas lui-même endommagé par des débris spatiaux rencontrés avant la destruction du satellite dont il doit assurer le désorbitage.

On observera ici que la durée de désorbitage peut être assez longue (typiquement de l'ordre de un à deux ans). Dans sa détermination, le problème de la fiabilité du câble intervient dans la définition des corps étrangers qui peuvent causer des dommages importants. En effet elle doit être telle que la réduction de l'espérance mathématique de la durée entre deux impacts avec des corps étrangers dangereux (susceptibles de causer des dommages importants), réduction due à l'augmentation de la surface du satellite projetée dans un plan perpendiculaire à l'orbite, soit complètement et largement surcompensée par la réduction du temps de résidence en orbite.

D'autre part, il doit être entendu que si le désorbitage des satellites jusqu'à leur destruction représente une application particulièrement avantageuse visée par l'invention, cette application n'est d'aucune manière limitative. Le même système peut tout aussi bien être utilisé, par exemple, pour maintenir l'altitude orbitale d'un satellite, en le "ré-orbitant" si nécessaire quand son altitude décroît en dessous d'une limite où il approche de la fin de sa durée de vie. Et d'une manière plus générale, il peut avantageusement être utilisé pour apporter un effet de décélération ou d'accélération en toute circonstance, comme cela peut être souhaitable, en combinaison ou non avec d'autres moyens de propulsion présents à bord, pour contrôler l'attitude du satellite ou

pour modifier les caractéristiques de l'orbite en agissant en tout point approprié de l'orbite.

La possibilité d'utiliser le même système, sur un satellite déterminé, soit pour obtenir un effet de freinage soit pour obtenir à l'inverse un effet d'accélération, représente, elle aussi, un avantage qui restait très difficilement accessible par les techniques de l'art antérieur rappelées ci-dessus.

Avec ces divers objectifs en vue, ainsi que pour atteindre encore d'autres buts répondant aux besoins de la pratique industrielle tels qu'ils ressortiront mieux de la suite de la description, l'invention fait appel à différentes mesures qui se combinent avantageusement sous diverses formes de mise en oeuvre préférées de l'invention.

L'une de ces mesures consiste à abandonner les câbles électrodynamiques de l'art antérieur, nécessairement longs et flexibles pour s'orienter librement suivant le champ gravitationnel terrestre quelles que soient la position et l'attitude de l'engin spatial sur son orbite, au profit de câbles relativement courts et rigides. Ces câbles ou tiges seront appelés ci-après des mâts, pour prendre en compte le fait qu'ils se disposent rectilignes sur des longueurs qui restent encore non négligeables, de l'ordre d'une à quelques centaines de mètres.

Une autre mesure consiste à choisir des câbles nus, c'est-à-dire dont la surface n'est pas recouverte d'une gaine d'isolation électrique, de sorte qu'elle est en contact électrique avec le milieu régnant à l'extérieur du satellite et apte à capter les électrons du plasma ionosphérique ou magnétosphérique.

Cette particularité combinée à la précédente conduit avantageusement, suivant l'invention, à préférer des diamètres de câbles relativement importants, mais sans augmenter exagérément la masse par unité de longueur, d'où l'intérêt de réaliser les mâts des systèmes suivant l'invention sous la forme de tubes creux, car en plus, cette forme de réalisation est favorable du point de vue mécanique.

8

Elle permet simultanément d'assurer une certaine souplesse du mât de telle manière qu'il puisse s'enrouler sur tambour pour un rangement commode sous faible encombrement à l'intérieur du satellite, sans nuire pour autant à sa capacité à se déployer sous forme rigide et rectiligne. On prévoit avantageusement pour cela de donner au mât un profil pouvant s'aplatir paroi contre paroi lors du rangement, tandis que quand on le déploie, il tend à se bomber vers une section largement convexe et à se raidir dans le sens longitudinal.

Une autre série de mesures suivant la présente invention sont destinées à forcer la production d'un courant électrique le long du mât afin que les interactions avec le champ géomagnétique puissent générer des forces importantes malgré la faible longueur. A cet effet, on porte le mât à un potentiel déterminé sélectivement à son extrémité fixe sur le satellite.

En outre, il est avantageusement prévu de déterminer la disposition du mât sur le satellite par rapport aux conditions de vol. Il s'agit notamment de s'assurer, en fonction de l'inclinaison du plan orbital et de l'attitude du satellite, à savoir essentiellement de l'orientation de ses axes principaux et de son éventuelle rotation sur lui-même, que quand il est en fonctionnement le mât s'oriente sous un angle large par rapport au champ géomagnétique, idéalement perpendiculairement à lui. Les conditions de vol rendront d'autre part souhaitable, dans la plupart des situations pratiques, de commander l'application du potentiel de manière périodique, afin que les forces engendrées s'exercent toujours dans le même sens, sans s'annihiler quand, d'une demie période à l'autre d'un cycle de rotation, la position du satellite viendrait à inverser le sens du courant par rapport à celui du champ magnétique.

On peut relever ici que suivant la polarité du potentiel appliqué, l'effet pourra se faire sentir soit par des forces de traînée agissant sur la vitesse en décélération comme on le souhaite notamment pour les opérations de désorbitage, soit au contraire en accélération par des forces de poussée.

Suivant d'autres caractéristiques importantes, l'invention prévoit encore d'autres mesures qui sont liées en grande partie au besoin de préserver la stabilité en attitude du satellite en mouvement alors même que dans la plupart des applications, un seul mât asymétrique aurait tendance à créer de fortes perturbations. Parmi ces mesures, il figure en particulier le fait d'équiper l'engin spatial considéré de mâts disposés symétriquement autour d'un axe principal de l'engin. Il figure aussi, suivant les cas, le fait d'orienter les mâts suivant l'axe de révolution de l'engin en rotation sur lui-même, ou au contraire dans un plan perpendiculaire à cet axe. Les forces sur ces mâts ne causent qu'un faible couple perturbateur sur l'engin spatial grâce à la symétrie. Une configuration à un seul câble est donc permise si le centre du câble est le long d'un axe principal du véhicule spatial.

Ainsi, l'invention a en particulier pour objet un procédé de propulsion pour engin spatial en orbite terrestre,

du type dans lequel un câble électriquement conducteur est déployé à partir dudit engin spatial pour créer des forces électromagnétiques intervenant sur la vitesse de l'engin,

qui est conçu de manière à pouvoir s'appliquer plus généralement, et notamment même dans le cas d'orbites sous forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre,

par le fait qu'il consiste essentiellement à déployer à partir dudit engin spatial, un câble électriquement conducteur, à surface nue apte à capter les électrons du plasma, sous forme d'un bras ou mât rigide orienté rectiligne dans une direction fixe par rapport audit engin, choisie en fonction de l'attitude de ce dernier sur son orbite et de la direction du champ magnétique terrestre par rapport au plan de l'orbite pour favoriser les interactions électromagnétiques,

et à le porter, du côté dudit engin, à un potentiel électrostatique de valeur suffisante pour faire circuler le long dudit mât un courant électrique de sens déterminé générateur de forces magnétiques de traînée ou de poussée vis-à-vis de la vitesse de l'engin en présence du champ magnétique terrestre,

ledit potentiel étant appliqué sous une polarité déterminée, si nécessaire de manière périodique pendant au plus une demie période de rotation de l'engin sur son orbite ou de révolution de l'engin sur lui-même au cours de laquelle lesdites forces s'exercent dans un même sens.

Si la direction dans laquelle le mât est déployé est fixe dans son orientation par rapport au satellite lui-même, elle peut par contre être dans un plan quelconque par rapport à la verticale locale et au plan de l'orbite. On trouve là un avantage essentiel de l'invention, avec le fait que l'on peut adapter sa mise en oeuvre à toute orbite, allant de la plus faible inclinaison (orbite équatoriale) à la plus forte (orbite polaire). On dispose donc d'une souplesse d'utilisation qui laisse toute liberté pour permettre de choisir l'orientation et l'attitude du satellite.

On observera que l'on entend ici par "mât" tout élément allongé, même souple dès lors qu'il est apte, une fois déployé, à se comporter comme un long bras rigide, le plus souvent de section sensiblement uniforme sur toute sa longueur bien que cela ne soit pas obligatoire. Egalement, il convient qu'il soit résistant mécaniquement et qu'il se maintienne en ligne droite. Un élément à profil tubulaire est apparu particulièrement approprié, d'autant qu'il permet une surface extérieure importante pour une masse relativement faible. Le profil et le matériau sont choisis en tenant compte du fait que le mât est susceptible de supporter des efforts longitudinaux et transversaux non négligeables et qu'il doit présenter une bonne résistance au flambage.

A titre d'exemple, quand l'engin spatial considéré est un satellite en orbite polaire, ou du moins quand il gravite sur une orbite à forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre, le mât est aisément disposé en permanence suivant une direction sensiblement perpendiculaire au champ magnétique terrestre, ou formant avec ce dernier un angle important. Les équations ci-dessus montrent que la traînée magnétique est ainsi maximisée et que le temps de descente du satellite est en conséquence minimisé.

Un mât formant un angle important avec le champ magnétique terrestre évite en outre une fermeture du circuit de circulation du courant dans le voisinage immédiat de ce mât, qui affecterait les performances du mât. Une telle fermeture résulterait en effet du fait que les électrons suivraient les lignes de champ entre les régions cathodique et anodique du mât, ces lignes passant à proximité du mât dans le cas d'un angle faible avec le champ magnétique terrestre.

Toutefois, un mât non parallèle à la verticale locale n'est pas en équilibre stable. Il y a en outre des perturbations de l'attitude du satellite. Par conséquent, dans un mode de réalisation préféré de l'invention, le système satellite et mât (s) est stabilisé par rotation de l'engin spatial. Pour produire l'énergie nécessaire à la stabilisation, on peut mettre en oeuvre d'autres méthodes auxiliaires, ayant par exemple recours à des actionneurs magnétiques ou utilisant du propulsif résiduel.

Suivant une disposition non limitative de l'invention s'appliquant au cas d'une orbite à forte inclinaison, l'engin est entraîné en rotation sur lui-même autour d'un axe de révolution qui se confond avec l'axe du mât déployé.

Suivant une caractéristique importante de l'invention, qui rend sa mise en oeuvre plus aisée et lui confère des possibilités d'application plus diversifiées, ledit mât est groupé pour former une paire avec un deuxième mât qui lui est similaire dans sa constitution et sa géométrie mais qui se dispose déployé symétriquement en alignement avec lui à l'opposé de l'engin. Deux mâts ainsi opposés dans une même paire peuvent avantageusement conjuguer leurs effets quand ils sont simultanément reliés à un générateur électrique leur appliquant des tensions de polarités opposées, l'une et l'autre de valeurs absolues suffisantes pour que le courant prenant naissance circule dans le même sens dans les deux mâts, y compris en dominant le cas échéant les forces électromotrices induites par le mouvement de l'engin dans le champ magnétique terrestre.

On admettra en général, dans la suite de la présente description, que sauf stipulation contraire, l'effet de propulsion recherché est celui d'une décélération par des forces magnétiques de traînée, comme il est nécessaire aux opérations de désorbitage de l'engin en fin de vie pour le faire entrer dans l'atmosphère dense, mais non sans avoir rappelé ici qu'il suffit d'assurer une inversion du sens de circulation du courant global parcourant les mâts longitudinalement pour obtenir au contraire un effet d'accélération par des forces magnétiques de poussée.

Ainsi, on doit retenir qu'une part non négligeable des caractéristiques de l'invention sont en relation, soit avec le souci d'assurer une stabilisation du satellite, en évitant que quand le ou les mâts sont déployés et opératifs en création de force de traînée ou de poussée, il apparaisse des perturbations nocives au contrôle du satellite et à la sécurité de l'ensemble, soit avec la conception des moyens de fonctionnement électro-magnétique proprement dits, en visant à assurer un bon rendement électrodynamique et à répondre aux besoins énergétiques nécessaires pour influencer dans le sens attendu sur les mouvements de l'engin ou du satellite. Une autre série de caractéristiques encore concerne la constitution mécanique des mâts ou bras ainsi que celle des moyens permettant d'assurer leur déploiement.

Dans la première série, on trouve les solutions qui assurent un équilibrage en agissant sur la disposition de mâts multiples et/ou en faisant intervenir une rotation du satellite sur lui-même telle qu'elle est courante pour d'autres raisons. Une première solution déjà signalée consiste à doubler le mât d'un mât opposé le long du même axe du satellite. Si on se limite à un propos de stabilisation, la solution peut paraître superflète dans le cas d'une orbite équatoriale sur laquelle gravite un satellite faisant un tour de révolution sur lui-même dans le même temps qu'il parcourt l'orbite complète. Dans ce cas en effet, on peut avantageusement déterminer la direction de déploiement du mât dans sa position fixe sur le satellite de manière que le mât s'oriente en permanence dans la direction de la Terre (ou en sens opposé), ce qui permet de profiter d'un effet stabilisateur lié au

champ gravitationnel terrestre. Dans les autres cas, la direction de déploiement est choisie de manière qu'elle reste constamment confondue avec l'axe d'une rotation du satellite sur lui-même, ou du moins qu'elle reste proche de ce dernier.

Deux cas spéciaux avec mâts individuellement et tout le temps perpendiculaires au champ magnétique correspondent à des mâts alignés sur la verticale quand l'orbite est équatoriale ou à des mâts alignés avec un axe de révolution perpendiculaire au plan de l'orbite quand celle-ci est une orbite polaire, ou du moins à forte inclinaison. Mais beaucoup de solutions sont possibles et il reviendra au concepteur, dans chaque cas d'application particulier, de privilégier la stabilité ou l'efficacité de l'effet de propulsion, étant entendu qu'il saura établir ses calculs et ses prévisions de trajectoire en prenant en compte, non pas les différents vecteurs eux-mêmes, mais leurs seules composantes utiles suivant le trièdre orthonormé défini par courant électrique, champ magnétique, force.

Du point de vue électrodynamique, les orientations respectives du ou des bras et du champ magnétique ne restent favorables à l'effet désiré (forces de traînée dans le cas typique) que pendant le parcours d'une moitié de l'orbite à chaque cycle, sauf dans le cas particulier de mise en oeuvre de l'invention concernant une orientation des mâts sur la verticale locale.

Conformément à une caractéristique avantageuse de l'invention, on permute le signe de la polarisation électrique appliquée à un mât déterminé à chaque demie période de rotation. Ainsi, le mât qui est porté à potentiel positif, pour fonctionner en mât anodique, pendant chaque demie période, devient le mât cathodique à l'autre demie période, cependant que l'autre mât de la paire devient le mât anodique. Le sens de circulation du courant électrique étant ainsi inversé à chaque demie orbite parcourue autour de la Terre, on assure par là que la force électrodynamique créée en réaction s'exerce en permanence dans le même sens, soit notamment dans le sens d'une action de traînée et non pas de poussée sur l'engin.

Suivant une autre solution répondant à un souci de stabilisation, on peut prévoir d'équiper l'engin spatial ou satellite de plusieurs mâts en disposition rayonnante dans un même plan autour du véhicule spatial quand ce dernier est en rotation sur lui-même à grande vitesse angulaire par rapport à celle avec laquelle il décrit l'orbite (vitesse angulaire orbitale).

Dans ce cas, la direction dans laquelle se trouve le mât (ou de préférence la paire de mâts symétriquement opposés) n'est en faveur de l'efficacité électrodynamique que pendant une partie de la révolution. Il en résulte qu'il est plus avantageux de disposer deux mâts ou paires de mâts dans des directions perpendiculaires entre elles ou, généralement, un nombre de paires de mâts, distribuées uniformément. Dans le cas préféré, on a donc quatre mâts se déployant à des écarts angulaires de 90 degrés et fonctionnant deux par deux en opposition dans chaque paire et en alternance d'une paire à l'autre. Autrement dit, le procédé de l'invention consiste alors à faire fonctionner les quatre mâts à tour de rôle avec des périodes d'activité commune en bras actif, soit actif en mât anodique collectant les électrons du plasma ambiant, soit actif en mât cathodique par l'éjection d'électrons vers le plasma ambiant.

De manière générale, l'invention prévoit avantageusement, dans sa mise en oeuvre en pratique industrielle, et comme il est en soi-même connu, que chacun des mâts soit équipé d'un contacteur à plasma de construction classique, lequel est le plus souvent monté à proximité de l'extrémité libre du mât opposée à son extrémité fixe sur l'engin spatial. De tels contacteurs à plasma ont notamment pour fonction d'assurer la fermeture du circuit de circulation du courant électrique.

Il est alors souvent avantageux de prévoir des moyens pour commander automatiquement une commutation périodique faisant passer le mode de fonctionnement desdits contacteurs, à chaque demie orbite au cours du trajet de l'engin autour de la Terre, entre un mode actif et un mode soit passif soit désactivé. Cela sera notamment utile dans le cas d'un satellite qui n'est pas

en rotation sur lui-même ou dans celui d'un satellite en rotation autour de l'axe du mât ou des mâts.

Une commutation périodique similaire peut être prévue dans le cas où le satellite est en rotation, à chaque demie révolution du satellite sur lui-même.

D'autres caractéristiques de l'invention complètent les précédentes en ce qui concerne spécifiquement un système comportant tous moyens propres à la mise en oeuvre du procédé déjà défini.

En effet, l'invention a également pour objet un système de propulsion pour engin spatial en orbite terrestre,

qui a l'avantage de possibilités d'application très larges et diversifiées et s'applique notamment même à des satellites sur orbite à forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre,

qui relève des systèmes comprenant au moins un élément allongé électriquement conducteur déployable à partir dudit engin spatial pour assurer des échanges électrodynamiques faisant intervenir le champ magnétique terrestre et le plasma ambiant, et des moyens adaptés pour déployer ledit mât,

et qui est caractérisé par le fait que lesdits moyens sont agencés pour déployer un tel élément sous la forme d'un mât sensiblement rigide et relativement court dans une direction déterminée par rapport à l'engin spatial,

et que ledit système comprend en outre un générateur électrique à bord dudit engin spatial pour appliquer audit mât un potentiel suffisant pour faire circuler le long dudit mât un courant électrique de sens déterminé générateur de forces magnétiques de traînée ou de poussée vis-à-vis de la vitesse de l'engin en présence du champ magnétique terrestre.

Le potentiel appliqué est de valeur suffisante pour dominer les effets liés directement au déplacement du mât dans le champ magnétique. Sa raison d'être vient de sa capacité à pallier le fait que la tension induite que l'art antérieur savait déjà exploiter et qui était simplement due au déplacement d'un câble

16

électriquement conducteur dans le champ géomagnétique, serait insuffisante à procurer la force de propulsion recherchée (positive en poussée ou plus souvent négative en traînée), compte tenu de la longueur relativement faible du ou des mâts.

L'engin est donc équipé d'un générateur électrique constituant la source d'alimentation du mât en fonctionnement, ou l'ensemble des deux mâts d'une même paire, ledit générateur électrique étant alors connecté en série entre les deux mâts.

Comme cela a déjà été évoqué, le système de propulsion selon l'invention comprendra avantageusement, sur chacun des mâts, au moins un contacteur à plasma pour assurer la fermeture d'un circuit de circulation d'un courant électrique entre les mâts et le milieu ambiant. Un tel contacteur à plasma est de préférence disposé à l'extrémité de chacun des mâts. En variante, il se place en une position différente réglable ou prédéterminée, sur la longueur du mât.

Dans les modes de réalisation préférés du système, des moyens de commutation sont prévus pour inverser le sens de circulation du courant électrique dans chaque mât, en permutant le mode de fonctionnement desdits contacteurs, à chaque demie orbite autour de la Terre, entre un mode actif cathodique et un mode anodique, ce dernier soit en veilleuse, soit passif.

Du point de vue mécanique, le mât peut avantageusement être formé à partir d'un élément tubulaire susceptible d'être aplati paroi contre paroi pour permettre son enroulement dans une position de stockage à bord de l'engin spatial. Des tubes tels que mentionnés ci-dessus, réalisés par exemple en alliage de cuivre et béryllium, sont par exemple proposés par la société espagnole SENER sous la référence générale CTM. On en décrira plus loin un modèle particulier.

Un premier avantage d'un tel type de mât est sa grande fiabilité. En effet, s'il possède par unité de longueur une section de capture de débris spatiaux supérieure à celle d'un mât fin, il sera en général beaucoup plus court, et surtout, il sera bien moins

susceptible qu'un mât fin de subir une rupture en cas de choc avec un débris.

En exemple d'application pratique de l'invention, on peut utiliser notamment un mât possédant une longueur comprise entre environ 50 m et environ 150 m. Cette longueur est bornée en valeur inférieure pour éviter une fermeture du courant dans la gaine électrostatique au voisinage du mât, ce qui réduirait l'efficacité. En valeur supérieure, elle est bornée par des contraintes mécaniques. Il convient en effet d'assurer la rectitude du mât et sa résistance au flambage en fonctionnement.

D'autres caractéristiques avantageuses de l'invention concernent les moyens de déploiement du ou des mâts, s'agissant en particulier du système de propulsion à au moins une paire de mâts symétriquement opposés. Un dispositif approprié comprend au moins un tambour d'enroulement desdits mâts, et des moyens d'entraînement en rotation dudit tambour pour assurer le déploiement desdits mâts.

Il peut notamment comporter deux tambours d'enroulement et un moteur unique d'entraînement desdits deux tambours. Plus particulièrement, lesdits tambours peuvent être à axes parallèles ou coaxiaux, au moins un galet d'entraînement étant monté solidaire de l'arbre dudit moteur pour coopérer avec deux galets montés fous, chacun desdits mâts étant susceptible d'être entraîné entre un galet d'entraînement et un des galets fous.

Dans le cas où les contacteurs ne sont pas disposés à l'extrémité des mâts, chaque mât peut traverser le contacteur respectif, des moyens de blocage étant prévus sur ledit contacteur pour solidariser le contacteur et le mât lors du déploiement de ce dernier lorsque ce déploiement a atteint la valeur désirée.

On décrira maintenant, à titre d'exemple non limitatif, des modes de réalisation particuliers de l'invention, en référence aux dessins schématiques annexés dans lesquels :

- la figure 1 illustre un premier mode de mise en oeuvre de l'invention, dans une configuration et une situation instantanée où l'engin spatial considéré se trouve à proximité du pôle nord ;
- la figure 2 en illustre un deuxième mode de mise en oeuvre dans les mêmes conditions ;
- la figure 3 en illustre un troisième mode de mise en oeuvre toujours dans les mêmes conditions ;
- la figure 4 est un schéma électrique équivalent du système selon l'invention dans un de ses modes de réalisation ;
- la figure 5 montre une vue en coupe transversale d'un mât susceptible d'être utilisé dans un système selon l'invention quand il est déployé ;
- la figure 6 est une vue en coupe transversale de ce mât en configuration de stockage ;
- la figure 7 est une vue de côté d'un dispositif de déploiement des mâts dans un premier mode de réalisation ;
- la figure 8 montre le dispositif de la figure 7 vu de dessus ;
- les figures 9 et 10 sont des vues similaires aux figures 7 et 8 représentant un deuxième mode de réalisation du dispositif ;
- et la figure 11 représente un mode de réalisation particulier d'un tel dispositif.

A l'aide des figures 1 à 6 on commencera par expliquer le fonctionnement des câbles électrodynamiques dans la mise en oeuvre de l'invention, avant de décrire des dispositifs mécaniques que peut avantageusement comporter un système suivant l'invention pour en assurer les fonctions essentielles. Mais il doit être entendu que les dispositions spécifiques auxquels il est fait référence ne sont nullement limitatives de l'invention, pas plus d'ailleurs que les solutions préférées décrites.

Les figures 1, 2 et 3 correspondent à trois variantes de mise en oeuvre de l'invention, en se référant à chaque fois au cas particulier d'une orbite d'orientation polaire pour faciliter l'exposé. Elles montrent un satellite 1, dont on a fait apparaître les

panneaux solaires 2 qui génèrent l'énergie dont le satellite peut avoir besoin, en captant le rayonnement solaire. L'énergie produite servira en particulier à l'alimentation électrique nécessaire au fonctionnement du système suivant l'invention lors du désorbitage du satellite pour le ramener vers la Terre en vue de sa destruction.

Le satellite apparaît tel qu'il se présente quand il passe à proximité de la verticale du pôle Nord de la Terre, dans une configuration où il est admis qu'il décrit une orbite polaire, c'est-à-dire une orbite se situant dans un plan orbital d'orientation sensiblement perpendiculaire au plan équatorial terrestre. Rappelons qu'il s'agit là de la situation la plus défavorable pour les systèmes à câble électrodynamique connus, dans la mesure où ces systèmes exploitent l'attraction de la gravité pour assurer le déploiement d'un câble constitué par un long fil flexible.

Le plan orbital, contenant le vecteur vitesse et la verticale locale, se trouve être parallèle à la direction du champ magnétique terrestre, ou du moins contenir la majeure composante de ce champ en ce qui concerne son action potentielle sur le satellite. Sur la figure, compte tenu de la situation instantanée du satellite au pôle terrestre Nord, le champ B est dirigé vers le bas, suivant la verticale locale. La vitesse orbitale est horizontale. Elle est représentée par la flèche V , dirigée suivant un méridien.

Le satellite est par ailleurs représenté en fonctionnement du système de l'invention, si bien que l'on voit sur la figure les mâts qu'il comporte dans leur position déployée. Ces mâts 3 sont constitués par deux longs tubes en matériau électriquement conducteur sur lesquels on reviendra plus loin, en référence aux figures 5 et 6. Ils sont déployés symétriquement à partir du satellite 1, le long d'un même axe diamétral, dans une direction déterminée, fixe par rapport au satellite lui-même.

Quand le système est en fonctionnement, les mâts sont parcourus par un courant I . En présence du champ magnétique B , il en résulte sur les mâts une force F , qui dans le cas présent peut être analysée comme une force de traînée électrodynamique

puisqu'elle s'exerce dans la direction opposée à celle de la vitesse V , tendant ainsi à freiner le déplacement du satellite sur son orbite.

La figure 1 est relative à une première de deux familles principales de configurations mettant en oeuvre la présente invention, où l'on a choisi, en fonction des conditions spécifiques d'une application particulière, de disposer l'axe de révolution perpendiculaire, ou du moins quasiment perpendiculaire, au plan de l'orbite. Dans la mesure où l'on se place en outre dans le cas particulier d'une orbite polaire, les mâts déployés se situent parallèles à l'axe de révolution.

Le satellite est entraîné en rotation sur lui-même, autour d'un axe de révolution qui, pour des raisons essentiellement de stabilité du satellite, coïncide sensiblement avec la direction des mâts. Cette rotation est symbolisée sur la figure 1 par la flèche R . Néanmoins, il est à noter que dans ce mode de mise en oeuvre de l'invention, on peut aussi assurer un fonctionnement électrodynamique proche de la solution optimale avec une rotation nulle quand l'orbite est polaire, car le mât reste en permanence sensiblement perpendiculaire au champ magnétique, donc soumis aux mêmes effets et provoquant les mêmes conséquences.

Tout le long de la trajectoire du satellite sur son orbite, chaque mât 3 est exposé au champ magnétique B . A supposer que ce champ soit strictement contenu dans le plan orbital, il resterait en permanence vu du satellite comme étant perpendiculaire à l'axe commun des mâts 3. Mais en général, l'orthogonalité n'est pas parfaite, ne serait-ce qu'en raison du décalage angulaire entre l'axe polaire terrestre et le champ magnétique, et la composante principale du champ apparaît "tourner" lentement autour des mâts, à une vitesse angulaire correspondant à deux révolutions par tour d'orbite.

C'est du moins ce que l'on peut observer en admettant que le satellite conserve une attitude inertielle fixe.

Dans le cas d'une orbite non polaire, plus exactement non parallèle à l'axe géodésique mais néanmoins à forte inclinaison (ce qui s'entend ici d'un plan orbital faisant un angle compris entre approximativement 45 et 90 degrés avec le plan équatorial terrestre), l'orientation des mâts 3 par rapport au champ magnétique terrestre varie lentement le long de l'orbite, l'angle entre les mâts et le champ conservant toutefois une valeur élevée.

Dans le cas d'orbites équatoriales, c'est-à-dire à basse inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre, la vitesse de rotation est avantageusement égale à la vitesse angulaire orbitale et le mât est alors orienté le long de la verticale locale comme dans l'art antérieur. Le mât est donc perpendiculaire à l'axe de rotation et le gradient de gravité est un facteur stabilisateur. Dans ce cas, on ne commute pas les tensions électriques appliquées.

Les figures 2 et 3 sont relatives à une deuxième famille de configurations possibles, illustrées par l'exemple de situations extrêmes. Le système tourne alors sur lui-même autour d'un axe de révolution sensiblement situé dans le plan orbital. Le mât est perpendiculaire à cet axe de rotation. Du fait de cette configuration, le mât est cependant peu efficace pendant une partie de la révolution. Il est donc alors préférable de prévoir deux mâts perpendiculaires entre eux dans le plan perpendiculaire à l'axe de révolution. Et il est encore mieux de prévoir quatre mâts à intervalles angulaires réguliers de 90 degrés qui seront rendus actifs en alternance.

Dans cette deuxième famille, et en restant dans le cadre d'orbites polaires ou à forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre, la figure 3 se place dans le cas d'un axe de révolution (symbolisé par la flèche R) sensiblement parallèle à l'axe polaire terrestre dans le plan orbital, et le plan des mâts est en conséquence sensiblement perpendiculaire au champ B. Un autre cas particulier, illustré par la figure 2, est celui où cet axe de rotation du satellite sur lui-même est sensiblement parallèle au vecteur vitesse orbitale instantanée au passage à latitude extrême.

On voit à la figure 4 un schéma électrique général illustrant la mise en oeuvre de l'invention.

Les deux mâts 3 sont des conducteurs électriques nus (non isolés de l'extérieur à leur surface) et ils fonctionnent conjointement sur leurs longueurs cumulées. Ils sont connectés à leur extrémité liée au satellite aux pôles opposés d'une source de tension 4, procurant une tension électrique U , et ils portent chacun à son extrémité libre un contacteur à plasma 5. Chaque contacteur est apte à assurer le contact électrique avec le plasma ambiant et à commuter automatiquement d'un mode de fonctionnement cathodique à un mode de fonctionnement anodique.

Les contacteurs pour ce faire peuvent être de tout type connu disponible dans le commerce. On peut citer à titre d'exemple les contacteurs à cathode creuse et chambre de confinement développés par la société italienne PROEL TECHNOLOGIES et décrites dans "*Plasma Contactor Device Family for Space Use Working up to 10 A : Review of the Functional Testing Activity*", M. Minucci et al, Proceedings of the Fourth International Conference of Tethers in Space, vol. 2, pp. 873-880, Smithsonian Institute, Washington DC (avril 1995).

La figure 4 traite d'une situation où les deux mâts sont actifs à tout instant par leurs contacteurs à plasma respectifs, l'un en phase anodique, l'autre en phase cathodique, avec inversion de polarité à chaque demi-tour et à chaque demie orbite. Ainsi, le circuit électrique des mâts (qui sont connectés en série au niveau du satellite) se ferme par l'intermédiaire du plasma ambiant. Et conformément à l'invention, on force un courant I à parcourir l'ensemble des mâts, sans se contenter de la force électromotrice due aux échanges électroniques à la surface des mâts.

A cet effet, le mât 3, constituant le mât anodique A pendant la demie période d'orbite considérée, est polarisé à un potentiel positif sensiblement uniforme Φ_a , en lui appliquant en son extrémité fixe sur le satellite une tension U de valeur positive élevée (quelques centaines de volts par exemple), produite à bord

du satellite par un générateur 6. Son fonctionnement utile est lié principalement au flux d'électrons qu'il collecte sur toute sa longueur et accessoirement à un faible flux d'électrons admis par son contacteur 5, les deux flux s'ajoutant dans le même sens.

Le mât 3 opposé, constituant le mât cathodique C, est polarisé à un potentiel négatif Φ_c , qui là aussi est sensiblement uniforme. Il joue un rôle essentiel dans l'établissement du courant I par son contacteur d'extrémité, lequel est alors opératif en émission. Par sa surface le long du mât, il collecte un courant ionique qui est négligeable et il est actif principalement par le flux d'électrons qu'il éjecte à son contacteur 5. Sur le circuit électrique, ce contacteur cathodique est en série avec l'ensemble du contacteur anodique et du mât anodique.

En se référant toujours à la figure 4, on voit que le système suivant l'invention comporte des moyens de commutation 6, qui commandent le générateur 4 constituant la source d'alimentation électrique fournissant la tension anodique. Ils interviennent périodiquement pour permuter les connexions électriques à l'extrémité fixe des deux mâts en intervertissant les polarités. A chaque passage d'une demie orbite à l'autre (avec l'exception déjà signalée d'une orbite dans un plan sensiblement équatorial et d'une rotation autour d'un axe perpendiculaire à ce plan avec des mâts verticaux), on inverse ainsi le sens de circulation du courant imposé dans les mâts, ainsi donc que le mode de fonctionnement des contacteurs 5, de manière que sur le schéma de la figure 1, la force électrodynamique F soit toujours opposée au vecteur vitesse V.

Quand la densité de plasma est suffisante, il est possible de réduire la consommation du gaz expulsé par les contacteurs 5 et l'énergie électrique en maintenant le contacteur anodique passif (c'est-à-dire libérant un courant de décharge uniquement) pour chaque demie orbite, ou même de désactiver le contacteur. Pour les faibles densités de plasma, il est habituellement plus avantageux d'augmenter le courant anodique à l'aide du contacteur.

Dans les configurations illustrées par les figures 2 et 3 couvrant les cas d'orbites à basse inclinaison et d'axes de révolution dans le plan de l'orbite, une permutation des connexions électriques entre les deux mâts d'une même paire doit en outre s'effectuer à chaque demie révolution du satellite sur lui-même. Pour des questions de temporisation, il peut ne pas être possible en pratique de désactiver le contacteur passant en mode anodique ; il peut toutefois être maintenu en mode passif. Il est également possible de n'utiliser dans ces configurations qu'un seul contacteur, disposé alors sur l'engin spatial. Ce contacteur demeure en régime permanent, mais ses connexions aux mâts sont permutées périodiquement.

En se référant maintenant aux figures 5 et 6, on y voit en section transversale un profilé susceptible d'être utilisé dans la mise en oeuvre de la présente invention. Ce mât est du type de ceux précités proposés par la société SENER.

Ce mât est composé de deux bandes 7 de feuillard en alliage de cuivre et béryllium soudées le long de leurs bords. Ces bandes sont préalablement galbées de manière qu'à l'état libre, la mât adopte le profil représenté à la figure 5. Ce mât peut toutefois être enroulé sur un mandrin ou tambour 8 (figures 7, 9, 11) dans l'état représenté à la figure 6, du fait de l'élasticité de l'alliage.

Le déploiement des paires de mâts peut avantageusement être réalisé à l'aide d'un dispositif tel que celui des figures 7 et 8 monté sur la structure du satellite.

Dans ce dispositif, les deux tambours 9 sont disposés avec leurs axes parallèles et un même plan médian 10. Un moteur de déroulement unique 11 a son arbre de sortie 12 solidaire d'un galet d'entraînement 13 en contact avec deux galets fous 14, respectivement supérieur et inférieur. Les mâts 3, qui se trouvent dans leur état de la figure 6, passent sur des coudes de guidage 15, puis entre le galet 13 et l'un des galets 14 respectif. Lorsque le moteur 13 entraîne le galet 13, les deux mâts 3 se déroulent à partir des tambours 9 dans des directions opposées X et X'.

25

Les figures 9 et 10 illustrent un autre dispositif de déroulement des mâts 3.

Les deux tambours 9a sont ici coaxiaux. L'arbre de sortie 12a du moteur 11a unique porte deux galets d'entraînement 13a' et 13a'', qui coopèrent chacun avec un galet fou 14a' et 14a'' respectivement. Le déroulement des mâts s'effectue comme précédemment.

Dans l'un et l'autre cas, des dispositifs de guidage non représentés permettent d'aligner les axes de deux mâts 3.

On voit à la figure 11 un agencement permettant d'assurer le positionnement du contacteur à plasma 5 en un point quelconque du mât 3 lors du déploiement de ce dernier. Le mât 3 traverse un orifice 16 prévu dans le contacteur 5 et des moyens de blocage 17, commandés par tout moyen convenable, permettent de pincer le mât 3 à volonté.

Lors du déploiement du mât 3, les moyens de blocage 17 sont en premier lieu relâchés jusqu'à ce que l'emplacement du mât où le contacteur 5 doit être monté se trouve en vis-à-vis des moyens de blocage. Ceux-ci sont alors actionnés, solidarissant ainsi le contacteur 5 et le mât 3. Le contacteur suit alors le déploiement du mât.

Cette liberté de réglage de la position d'un contacteur à plasma sur la longueur du mât peut se révéler fort utile pour éviter le couple magnétique qui se crée du fait que le courant électrique n'est pas à valeur constante en tout point du circuit, le courant anodique étant collecté tout le long du premier mât d'une paire alors que le courant cathodique est éjecté dans sa totalité à l'extrémité du mât opposé. En effet, ce couple peut être compensé en disposant le contacteur à plasma sur le mât à une distance de l'engin spatial environ égale à $L/3^{1/2}$, où L est la longueur du mât. Une autre solution consiste à utiliser un contacteur sur l'engin spatial lui-même, agencé pour éjecter un courant d'électrons sensiblement égal aux $2/3$ du courant collecté par les mâts nus.

Pour terminer, on rappellera que bien que l'invention ait été décrite essentiellement dans le cas de son application au désorbitage d'un satellite, elle pourrait également être utilisée à son ré-orbitage en inversant le sens du courant circulant dans le ou les mâts. Sa mise en oeuvre est particulièrement utile pour des engins spatiaux de faible masse ne possédant pas de moyens de propulsion conventionnels, ou dans lesquels peu de combustible reste disponible en fin de mission.

Par ailleurs, c'est surtout pour des orbites à forte inclinaison qu'elle montre sa supériorité par rapport aux solutions connues qui n'exploitent que le courant induit dans un fil conducteur de très grande longueur. Mais l'invention reste applicable aux autres situations, moyennant des adaptations éventuelles. A titre d'exemple, dans le cas d'orbites équatoriales ou à basse inclinaison, on pourra être amené à choisir un axe de rotation spécifique tenant compte de l'orientation de l'axe du dipôle magnétique terrestre par rapport à l'axe polaire terrestre.

REVENDICATIONS

1. - Procédé de propulsion pour engin spatial en orbite terrestre, du type dans lequel un câble électriquement conducteur est déployé à partir dudit engin spatial pour créer en présence du champ magnétique terrestre des forces électromagnétiques intervenant sur la vitesse de l'engin,

caractérisé en ce qu'il consiste essentiellement à déployer à partir dudit engin spatial, un câble électriquement conducteur, à surface nue et apte à capter les électrons du plasma atmosphérique, sous forme d'un bras ou mât rigide (3) orienté rectiligne dans une direction déterminée par rapport audit engin, choisie en fonction de l'attitude de ce dernier sur son orbite et de la direction du champ magnétique terrestre par rapport au plan de l'orbite pour favoriser les interactions électromagnétiques,

et à le porter, du côté dudit engin, à un potentiel électrostatique de valeur suffisante pour faire circuler le long dudit mât un courant électrique de sens déterminé générateur de forces magnétiques de traînée ou de poussée vis-à-vis de la vitesse de l'engin en présence du champ magnétique terrestre,

ledit potentiel étant appliqué sous une polarité déterminée, si nécessaire de manière périodique pendant au plus une demie période de rotation de l'engin sur son orbite ou de révolution de l'engin sur lui-même au cours de laquelle lesdites forces s'exercent dans le même sens.

2 - Procédé selon la revendication 1, dans lequel l'engin est entraîné en rotation sur lui-même autour d'un axe de révolution sensiblement perpendiculaire au plan orbital et dans lequel la direction de déploiement du mât est sensiblement suivant ledit axe de révolution, notamment dans le cas où l'orbite

décrite par l'engin spatial est à forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre.

3 - Procédé selon la revendication 1, s'appliquant notamment au cas où l'orbite décrite par l'engin spatial est à faible inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre, dans lequel l'engin est entraîné en rotation sur lui-même, à la vitesse angulaire orbitale, autour d'un axe de révolution sensiblement perpendiculaire au plan orbital, et la direction de déploiement du mât est sensiblement perpendiculaire audit axe de révolution, de sorte que le mât déployé s'oriente sensiblement suivant la verticale locale en permanence.

4 - Procédé selon la revendication 1, 2 ou 3, dans lequel on déploie simultanément deux mâts similaires formant une paire qui se disposent alignés suivant ladite direction déterminée symétriquement de part et d'autre de l'engin spatial et qui sont connectés en série sur un circuit électrique se fermant par l'intermédiaire du plasma ambiant entre les extrémités libres respectives desdits mâts.

5 - Procédé selon la revendication 1, dans lequel la direction de déploiement du mât est sensiblement perpendiculaire à un axe de révolution autour duquel l'engin spatial est entraîné en rotation sur lui-même à une grande vitesse par rapport à la vitesse angulaire orbitale, ledit axe de révolution se situant sensiblement dans le plan orbital.

6 - Procédé selon la revendication 5, dans lequel l'orbite décrite par l'engin spatial est à forte inclinaison par rapport au plan équatorial terrestre et ledit axe de révolution est sensiblement parallèle à l'axe polaire terrestre.

7 - Procédé selon la revendication 5, dans lequel ledit axe de révolution est sensiblement parallèle au vecteur de la vitesse orbitale instantanée au passage de l'engin spatial à latitude extrême.

8 - Procédé selon la revendication 5, 6 ou 7, dans lequel ledit potentiel électrostatique est appliqué en alternance à au moins deux bras similaires en disposition rayonnante dans un même plan perpendiculaire à l'axe de révolution du satellite.

9 - Procédé selon la revendication 4, éventuellement combinée à l'une quelconque des revendications 5 à 8, suivant lequel périodiquement, à chaque passage d'une demie orbite à l'autre en correspondance avec les transitions de l'engin d'un côté à l'autre de la direction du champ magnétique en sa composante dans le plan orbital, on permute les connexions électriques de manière à intervertir les polarités et inverser le sens de circulation du courant forcé dans les mâts.

10 - Système de propulsion pour engin spatial en orbite terrestre conformément au procédé suivant l'une quelconque des revendications 1 à 9,

comprenant au moins un élément allongé (3) électriquement conducteur déployable à partir dudit engin spatial pour assurer des échanges électrodynamiques faisant intervenir le champ magnétique terrestre et le plasma ambiant, et des moyens adaptés pour déployer ledit mât (8-15 ; 8-15a),

caractérisé par le fait que lesdits moyens sont agencés pour déployer un tel élément sous la forme d'un mât sensiblement rigide et relativement court dans une direction déterminée par rapport à l'engin spatial,

et que ledit système comprend en outre un générateur électrique (4) à bord dudit engin spatial pour appliquer audit mât un

potentiel suffisant pour faire circuler le long dudit mât un courant électrique de sens déterminé générateur de forces magnétiques de traînée ou de poussée vis-à-vis de la vitesse de l'engin en présence du champ magnétique terrestre, le circuit électrique se fermant par l'intermédiaire du plasma ambiant.

11 - Système suivant la revendication 10, dans lequel deux mâts similaires formant une paire sont déployables à partir dudit engin spatial pour se disposer alignés suivant ladite direction déterminée symétriquement de part et d'autre de l'engin spatial et se connecter en série sur un circuit électrique se fermant par l'intermédiaire du plasma ambiant entre des contacteurs à plasma équipant lesdits mâts à cet effet, notamment en leurs extrémités libres respectives.

12 - Système suivant la revendication 11, dans lequel chacun desdits mâts présente une longueur comprise entre environ 50 mètres et environ 150 mètres.

13 - Système suivant la revendication 11 ou 12, comportant à bord de l'engin un générateur (4) pour appliquer une forte tension positive à un premier desdits mâts (3) constituant un mât anodique (A) et une faible tension négative au mât opposé de ladite paire, constituant un mât cathodique (C), de sorte que ledit courant (I) s'établit par collecte d'électrons à la surface du mât anodique et par éjection d'un flux d'électrons par ledit contacteur (5) équipant le mât cathodique.

14 - Système suivant l'une quelconque des revendications 10 à 13, comportant à bord de l'engin des moyens de commutation (6) pour permuter les connexions électriques périodiquement, à chaque passage d'une demie orbite à l'autre en correspondance avec les transitions de l'engin d'un côté à

l'autre de la direction du champ magnétique en sa composante dans le plan orbital, de manière à inverser le sens de circulation du courant forcé dans les mâts.

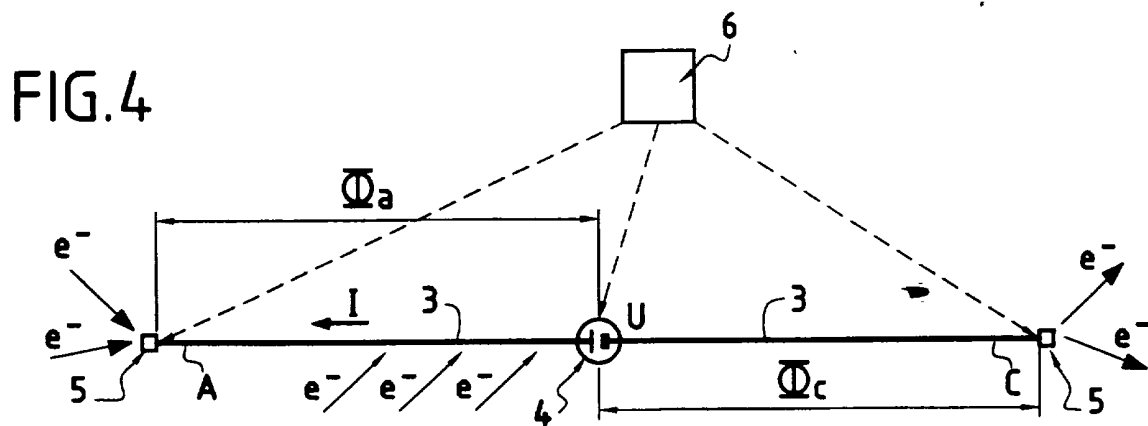
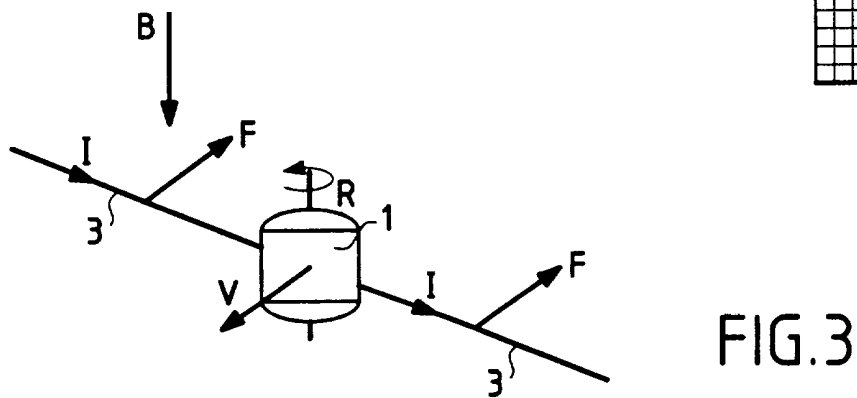
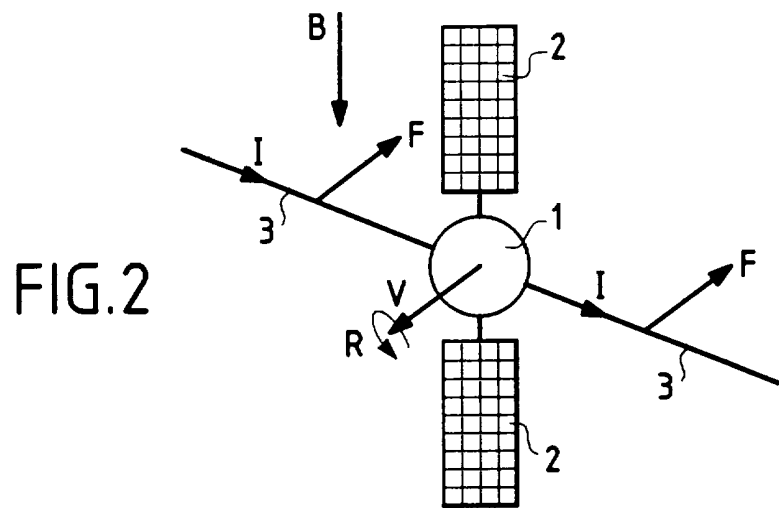
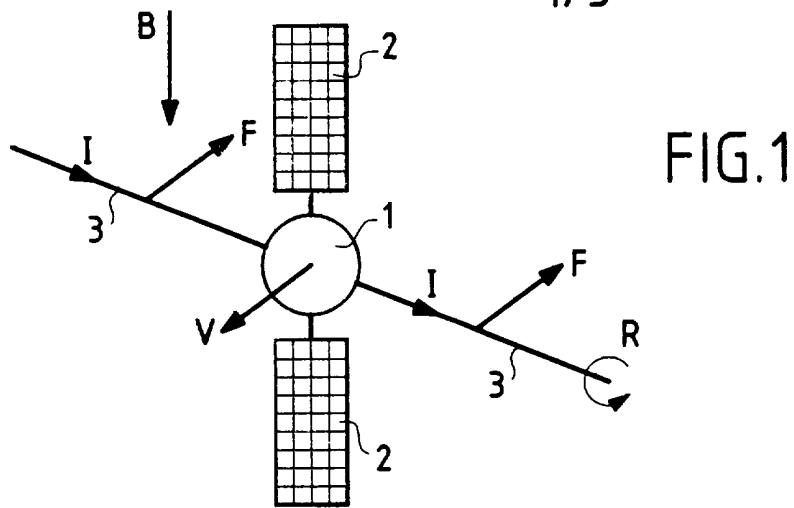
15 - Système suivant les revendications 13 et 14 considérées ensemble, comportant des moyens pour intervertir à chaque demie orbite les polarités des tensions respectivement positives et négatives appliquées aux deux mâts de ladite paire, et des moyens pour commuter le mode de fonctionnement desdits contacteurs (5), entre un mode actif et un mode soit passif soit désactivé.

16 - Système suivant l'une quelconque des revendications 10 à 15, dans lequel ledit mât (3) est formé à partir d'un élément tubulaire susceptible d'être aplati paroi contre paroi pour permettre son enroulement dans une position de stockage à bord de l'engin spatial.

17 - Système suivant la revendications 16, caractérisé par le fait qu'il comprend deux tambours (9) d'enroulement pour respectivement deux mâts opposés d'une même paire suivant la revendication 11, et un moteur (13 ; 13a) unique d'entraînement desdits deux tambours, pour assurer le déploiement des mâts à partir de l'engin spatial, lesdits tambours (9) étant à axes parallèles ou coaxiaux, au moins un galet d'entraînement (13 ; 13a', 13a") étant monté solidaire de l'arbre (12 ; 12a) dudit moteur (13 ; 13a) pour coopérer avec deux galets montés fous (14 ; 14a', 14a"), chacun desdits mâts (3) étant susceptible d'être entraîné entre un galet d'entraînement et un des galets fous.

18 - Système suivant la revendication 17, comportant des moyens (17) de blocage d'un contacteur à plasma en une position déterminée sur ledit mât au cours de son déploiement.

1/3



2/3

FIG.5

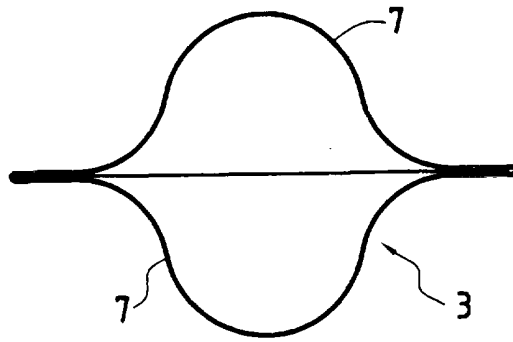


FIG.6



FIG.9

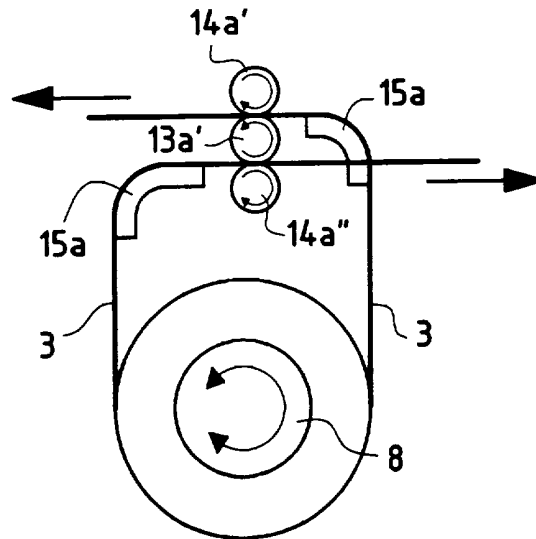
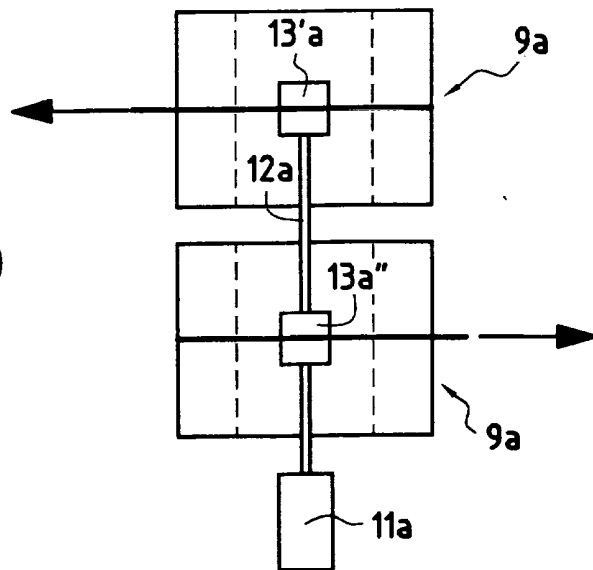


FIG.10



3/3

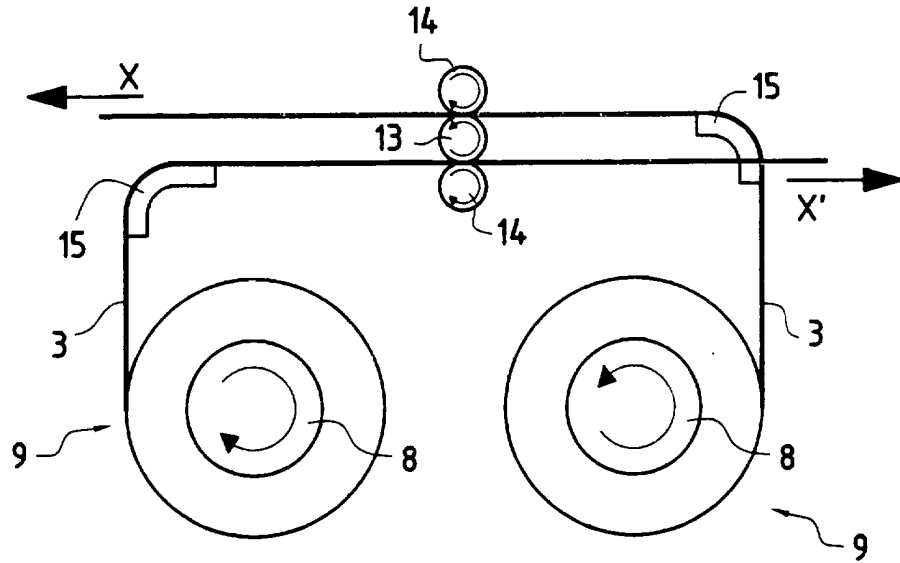


FIG. 7

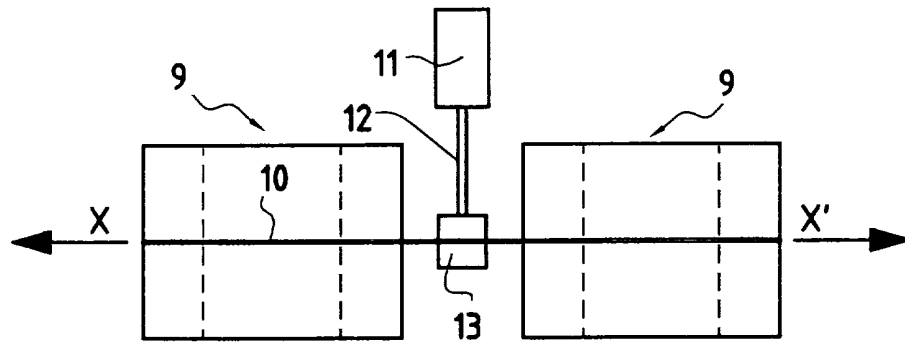


FIG. 8

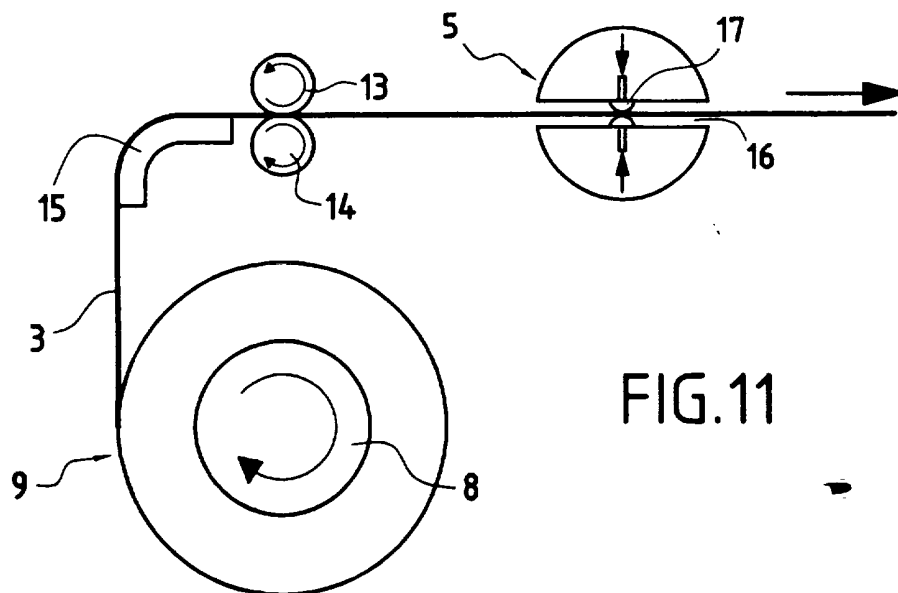


FIG. 11



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

N° d'enregistrement national

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

FA 586811
FR 0006362

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		
A	<p>JOHNSON L ESTES R D, LORENZINI E, MARTINEZ-SANCHEZ M, SANMARTIN J, VAS I: "Electrodynamic Tethers for Spacecraft Propulsion" 36TH AEROSPACE SCIENCES MEETING & EXHIBIT, (AIAA 98-0983), 12 - 15 janvier 1998, XP002156977 Reno, NV, USA * le document en entier *</p> <p>---</p>	1,3,10	B64G1/40 H02K57/00
A	<p>PATENT ABSTRACTS OF JAPAN vol. 1996, no. 10, 31 octobre 1996 (1996-10-31) & JP 08 142999 A (NATL SPACE DEV AGENCY JAPAN<LT;NASDA>);, 4 juin 1996 (1996-06-04) * abrégé *</p> <p>---</p>	1,3,4,10,11,13	
D,A	<p>SANMARTIN J R ET AL: "BARE WIRE ANODES FOR ELECTRODYNAMIC TETHERS" JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS. NEW YORK, US, vol. 9, no. 3, 1 mai 1993 (1993-05-01), pages 353-360, XP000368149 ISSN: 0748-4658 * le document en entier *</p> <p>---</p> <p style="text-align: center;">-/--</p>	1,3,10	<p>DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (Int.CL.7)</p> <p>B64G</p>
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
15 janvier 2001		Calvo de Nõ, R	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>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</p> <p>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</p> <p>& : membre de la même famille, document correspondant</p>			

5

EPO FORM 1503 12.98 (P04C14)

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		
A	ECKERT A: "SYSTEMSTUDIE UEBER TETHERTECHNIK, TEIL 1" ZEITSCHRIFT FUR FLUGWISSENSCHAFTEN UND WELTRAUMFORSCHUNG,DFVLR. KOLN,DE, vol. 16, no. 5, 1 octobre 1992 (1992-10-01), pages 283-293, XP000321743 ISSN: 0342-068X * abrégé * * page 289, colonne 1, alinéa 3 - page 292, colonne 1, alinéa 2; figures 6-8 *	1,3,10	
A	US 3 434 254 A (RUBIN CHARLES P) 25 mars 1969 (1969-03-25) * le document en entier *	16	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (Int.CL.7)
		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
		15 janvier 2001	Calvo de Nõ, R
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		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	
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			

5

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)