

(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
30 août 2007 (30.08.2007)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2007/096539 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64G 1/24 (2006.01) **B64G 1/64** (2006.01)
B64G 1/26 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2007/000358

(22) Date de dépôt international :
27 février 2007 (27.02.2007)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0650678 27 février 2006 (27.02.2006) FR

(71) Déposants (pour tous les États désignés sauf US) : **UNIVERSITE PIERRE ET MARIE CURIE (PARIS 6)** [FR/FR]; 4 Place Jussieu, Tour Centrale, F-75252 Cedex 05 (FR). **PALAIS DE LA DECOUVERTE** [FR/FR]; Avenue Franklin D. Roosevelt, F-75008 PARIS (FR). **CENTRE NATIONAL DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE** [FR/FR]; 3 rue Michel Ange, F-75794 Paris cedex 16 (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : **EL MAB-SOUT, Badaoui** [FR/FR]; 2-4 Avenue Eugène Thomas, Escalier A, 3ème étage porte gauche, F-94270 Kremlin-Bicetre (FR). **BIOGET, Alain** [FR/FR]; 8 rue du Clos du Roi, F-95310 Saint Ouen l'Aumone (FR). **DUDECK, Michel** [FR/FR]; 46 rue Barbès, F-94200 Ivry-Sur-Seine (FR).

(74) Mandataire : **TANTY, François**; Nony & Associés, 3, rue de Penthièvre, F-75008 Paris (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : 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, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasienn (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

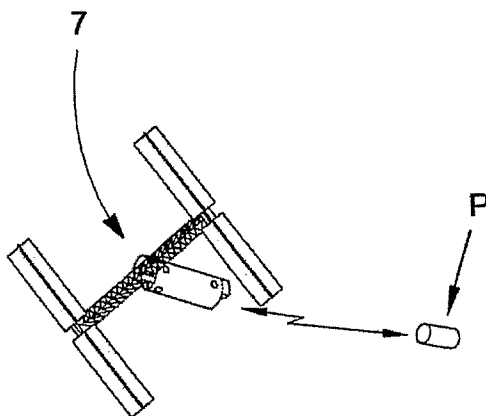
Publiée :

- avec rapport de recherche internationale
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont requises

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.

(54) Title: SPACECRAFT AND METHOD FOR OPERATING THE SPACECRAFT

(54) Titre : ENGIN SPATIAL ET PROCÉDE POUR FAIRE FONCTIONNER L'ENGIN SPATIAL



(57) Abstract: The present invention relates to a spacecraft (P) comprising a propulsion system allowing a force of variable intensity and variable orientation to be exerted on the spacecraft, a control system designed to control the propulsion system in terms of intensity and in terms of orientation so as to collect the spacecraft onto a target path around a planet, using a force which has at least one component (f^x , f^y , f^z), in the rotating frame of reference associated with the target, which is substantially dependent linearly on the corresponding coordinate (x, y, z) of the spacecraft within this frame of reference.

(57) Abrégé : La présente invention concerne un engin spatial (P) comportant un système de propulsion permettant d'exercer sur l'engin spatial une force d'intensité et d'orientation variables, un système de commande agencé pour commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à rapprocher l'engin spatial d'une cible autour d'une planète, à l'aide d'une force qui comporte au moins une composante (f^x , f^y , f^z), dans le

repère tournant lié à la cible, qui dépend sensiblement linéairement de la coordonnée correspondante (x, y, z) de l'engin dans ce repère.

WO 2007/096539 A1

Engin spatial et procédé pour faire fonctionner l'engin spatial

La présente invention concerne un engin spatial, un système de guidage de l'engin spatial et un procédé pour faire fonctionner l'engin spatial.

L'engin spatial est par exemple un satellite, une sonde, une navette spatiale ou un module de ravitaillement.

Afin d'assurer l'approvisionnement de la Station Spatiale Internationale (ISS), l'assemblage de nouvelles structures de celle-ci, le renouvellement de son équipage ou la mise en place de nouvelles expériences, il est nécessaire de procéder à l'arrimage à cette station d'engins spatiaux. L'arrimage d'un vaisseau spatial à la station, à une altitude moyenne de 370 km, est une opération relativement complexe, qui nécessite, pour la phase finale d'approche, typiquement pour les derniers kilomètres, des changements d'orbite. Ces changements d'orbite doivent tenir compte des mouvements respectifs de l'engin spatial et de la station dans le champ de gravitation terrestre.

Par ailleurs, la mise en orbite d'une sonde interplanétaire autour d'une planète ou le maintien en formation d'un essaim de satellites comprend également une phase d'approche d'une position orbitale.

Actuellement, la trajectoire d'un engin spatial, ou chasseur, dans une phase d'approche d'une position orbitale, ou cible, est déterminée grâce aux équations de Hill, parfois encore appelées équations de Clohessy-Wiltshire.

L'engin spatial, après un transfert dit de Hohmann réalisé à partir d'une orbite basse, sous l'effet d'une brève impulsion $F \cdot \Delta t$ (avec notamment $\Delta t \leq 0.5$ seconde) générée à l'aide d'un jet de gaz ou de liquide comprimé, subit une variation très faible de sa vitesse orbitale Δv (entre 10^{-1} à 10^{-2} m/s). Le mouvement de l'engin spatial est déterminé par les équations de déviation géodésique dont les équations de Hill sont un cas particulier.

Dans la phase d'approche finale, typiquement les dernières centaines de mètres, le chasseur et la cible peuvent être au repos relatif sur une même orbite, dite orbite de parking. Deux positions de parking sont possibles, devant ou derrière la cible par rapport à son mouvement orbital.

Dans le deuxième cas (chasseur en arrière de la cible), deux possibilités se présentent pour rattraper la cible :

1) diminuer la vitesse orbitale du chasseur à l'aide d'une brève impulsion négative, tangente à l'orbite du chasseur, celui-ci décrivant alors une trajectoire épicycloïdale vers la cible,

2) appliquer une impulsion centripète permettant au chasseur de décrire une
5 demi-ellipse vers l'avant.

Lorsque le chasseur est en dessous ou au-dessus de l'orbite de parking, la position relative du chasseur et de la cible n'est pas statique et l'équation radiale de Hill montre que le chasseur subit une force de pesanteur présentant un gradient qui est centrifuge lorsque le chasseur est au-dessus de l'orbite de parking et centripète lorsque le
10 chasseur est en dessous de cette orbite.

La demande EP 0 467 671 A2 divulgue un procédé pour rattraper la trajectoire d'un rendez-vous en exerçant des impulsions successives.

L'article « Optimal Impulsive Intercept with low. Thrust Rendez Vous Return », Journal of guidance, Control and Dynamics, Vol. 16, No. 3, May-June 1993,
15 divulgue un procédé qui permet de modifier la trajectoire d'un satellite afin d'éviter une collision par exemple et de le ramener sur son orbite initiale après cette déviation, en exerçant une succession de fortes poussées et de faibles poussées.

L'article « Simplified Alg. for short Target. Approach Paths in Orbit », J. Spacecraft, Vol. 39, No. 5, concerne l'approche finale, effectuée par un engine spatial,
20 d'une cible, lorsque l'engin est à une distance inférieure à 100 m. L'approche de la cible s'effectue en exerçant des impulsions puis une rétromanoeuvre a lieu à la fin de l'approche.

La demande US 2004/0026571 A1 divulgue des systèmes de navigation et de guidage de satellites.

25 L'invention propose notamment une nouvelle manière de contrôler un engin spatial afin de le rapprocher d'une cible, laquelle est par exemple un autre engin spatial, notamment un satellite, une station spatiale, une sonde, ou un lieu d'une orbite.

L'invention concerne ainsi, selon l'un de ses aspects, un vaisseau spatial comportant :

30 - un système de propulsion permettant d'exercer sur l'engin spatial une force d'intensité et d'orientation variables,

- un système de commande agencé pour commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à rapprocher l'engin spatial d'une cible autour d'une planète.

La force exercée par le système de propulsion dépend, en intensité et/ou en orientation, des coordonnées de l'engin spatial dans le repère tournant lié à la cible.

Cette force peut être d'orientation variable et d'intensité variable, l'orientation et l'intensité étant par exemple modifiées continûment.

La force peut avoir au moins une composante f_x , f_y ou f_z dans le repère tournant lié à la cible qui varient, notamment sensiblement linéairement, avec la coordonnée correspondante x , y ou z de l'engin dans ce repère, notamment qui lui est proportionnelle.

La force peut avoir au moins deux composantes f_x , f_y ou f_z dans le repère tournant lié à la cible qui varient sensiblement linéairement avec des coordonnées correspondantes x , y ou z de l'engin dans ce repère, notamment deux coordonnées, et qui leur sont par exemple proportionnelles. La troisième composante peut être nulle, par exemple.

Il peut s'agir, dans des exemples de mise en œuvre de l'invention, d'une force :

- dirigée sensiblement vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible,

ou

- sensiblement radiale, à savoir sensiblement colinéaire au rayon joignant la projection sur le plan de l'orbite de la cible du centre de la planète à la cible, et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible.

Une telle force, dirigée sensiblement vers la cible ou sensiblement radiale et dirigée vers la cible, appliquée sur l'engin spatial, peut permettre de stabiliser le mouvement de l'engin spatial au voisinage de la cible et de réduire la durée de la phase d'approche.

Cette force, s'exerçant dans le plan orbital de la cible, peut être assimilée à une force de rappel.

Dans d'autres exemples de mise en œuvre de l'invention, la force a par exemple pour composantes :

$$5 \quad f^x = -3\Omega^2 x, f^y = 0, f^z = \Omega^2 z$$

ou

$$f^x = -3\Omega^2 x + \varepsilon.A, \varepsilon = \pm 1, A \text{ étant une constante positive, } f^y = 0, f^z = \Omega^2 z.$$

ou

$$f^x = \Omega^2 x, f^y = \varepsilon.B, \varepsilon = \pm 1, B \text{ étant une constante positive, } f^z = \Omega^2 z.$$

10

Le système de propulsion comporte, si on le souhaite, au moins un propulseur électrique, notamment un propulseur à effet Hall ou, en variante, un propulseur ionique à grilles.

Un propulseur électrique présente généralement une masse initiale inférieure à celle d'un propulseur chimique de poussée équivalente, ce qui permet de réduire la masse embarquée à bord de l'engin spatial et donc les coûts de lancement.

Un propulseur électrique peut également permettre de contrôler de manière précise la trajectoire de l'engin spatial et de réduire la durée de la phase d'approche, grâce à de faibles poussées.

20 En variante, le système de propulsion comporte au moins un propulseur chimique.

Dans un exemple de mise en œuvre de l'invention, le système de propulsion est agencé pour produire une poussée comprise entre environ 10 mN et 5 N, par exemple supérieure à 50 mN ou 100 mN.

25 Le système de propulsion peut être agencé de manière à ce que l'une au moins de l'intensité et l'orientation de la force puisse être modifiée continûment ou, en variante, par incréments.

L'intensité et/ou l'orientation de la force peuvent être contrôlées, si on le souhaite, par l'addition d'un champ magnétique extérieur.

30 Le système de propulsion peut comporter, le cas échéant, un support orientable sur lequel est disposé au moins un propulseur.

Ce support orientable peut être déplacé afin de modifier l'orientation de la force appliquée sur l'engin spatial. L'orientation peut dépendre des coordonnées de l'engin dans le repère lié à la cible.

5 Dans un exemple de mise en œuvre de l'invention, l'engin spatial comporte plusieurs propulseurs disposés en différents emplacements de l'engin spatial de manière à faire varier, par une mise en marche sélective des différents propulseurs, l'intensité et l'orientation de la force résultante exercée sur l'engin spatial.

10 Le système de commande peut être agencé pour commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à ce que, dans une première phase d'approche de l'engin spatial de la cible, l'engin spatial décrive une trajectoire sensiblement épicycloïdale dans le repère tournant de centre coïncidant avec la cible.

15 Le système de commande peut être agencé pour que la force exercée sur l'engin spatial, pendant la première phase d'approche, soit dirigée sensiblement vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible.

20 Cette force est une force colinéaire au rayon vecteur joignant l'engin spatial à la cible et dirigée vers la cible, son intensité et son sens étant notamment choisis pour compenser la force centripète radiale que subit l'engin spatial au voisinage de la cible. Cette force comporte une composante centripète tangentielle à l'orbite. Ceci permet à l'engin spatial, notamment lorsqu'il se trouve en dessous ou au dessus de la cible, de se rapprocher de celle-ci.

25 En variante, le système de commande peut être agencé pour que la force exercée sur l'engin spatial, pendant la première phase d'approche, soit sensiblement radiale et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible.

Cette force radiale permet notamment à l'engin spatial qui se trouve en arrière ou en avant de la cible, de se rapprocher de celle-ci.

30 Durant la première phase d'approche, l'engin spatial peut être amené à quelques dizaines de mètres de la cible, par exemple à une distance inférieure à 100 m ou 50 m.

Avantageusement, le système de commande est agencé pour commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à ce que, dans une

deuxième phase d'approche de l'engin spatial de la cible, succédant à la première phase, l'engin spatial décrit une trajectoire sensiblement en arc de cercle, notamment en demi-cercle, dans le repère tournant de centre coïncidant avec la cible, la force exercée sur l'engin spatial étant sensiblement radiale et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible.

Cette force permet de rapprocher l'engin spatial de la cible à une distance inférieure à quelques mètres, par exemple inférieure à 1 m.

L'invention a encore pour objet, selon un autre de ses aspects, un système de guidage pour guider un engin spatial afin de le rapprocher d'une cible autour d'une planète, l'engin spatial comportant un système de propulsion permettant d'exercer sur l'engin spatial une force d'intensité et d'orientation variables et un système de commande agencé pour commander le système de propulsion, le système de guidage comportant :

- un système de transmission de données à distance agencé pour transmettre au système de commande de l'engin spatial des données utiles pour lui permettre de commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à rapprocher l'engin spatial de la cible, à l'aide d'une force qui par exemple est :

- dirigée sensiblement vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible, ou
- sensiblement radiale, à savoir sensiblement colinéaire au rayon joignant la projection sur le plan de l'orbite du centre de la planète à la cible, et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible, ou
- définie par $f^x = -3\Omega^2 x$, $f^y = 0$, $f^z = \Omega^2 z$, ou
- définie par $f^x = -3\Omega^2 x + \varepsilon.A$, $\varepsilon = \pm 1$, A étant une constante positive, $f^y = 0$, $f^z = \Omega^2 z$, ou
- définie par $f^x = -3.\Omega^2 x$, $f^y = \varepsilon.B$, $\varepsilon = \pm 1$, B étant une constante positive, $f^z = \Omega^2 z$.

Le système de transmission de données peut être disposé au moins partiellement :

- sur une planète, et/ou
 - sur un autre engin spatial tel qu'une station spatiale, cet autre engin spatial
- 5 pouvant notamment définir la cible.

Par exemple, le système de transmission de données peut être agencé pour transmettre, notamment en temps réel, au système de commande de l'engin spatial des données relatives à la distance entre l'engin spatial et la cible. Cette distance est déterminée par exemple grâce à un système de mesure disposé à la surface de la planète

10 autour de laquelle l'engin spatial gravite.

En variante, l'engin spatial comporte au moins un système de mesure agencé pour déterminer la distance le séparant de la cible.

Le système de commande de l'engin spatial peut être agencé pour calculer l'intensité et/ou l'orientation de la force à générer par le système de propulsion dans la phase d'approche, ce qui permet un pilotage autonome de l'engin spatial.

15

En variante, le calcul de l'intensité et/ou l'orientation de la force à générer est réalisé à l'aide du système de guidage, par exemple basé au sol ou embarqué sur un autre engin spatial.

L'invention a encore pour objet, selon l'un de ses aspects, un ensemble comportant l'engin spatial et le système de guidage.

20

L'invention a encore pour objet, selon un autre de ses aspects, un procédé pour faire fonctionner un engin spatial afin de le rapprocher d'une cible autour d'une planète, comportant l'étape consistant à :

- agir sur un système de propulsion de l'engin spatial de manière à exercer

25 une force qui par exemple est :

- dirigée sensiblement vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible, ou
 - sensiblement radiale, à savoir sensiblement colinéaire au rayon joignant le centre de la planète à la cible, et dirigée vers la cible, la
- 30 force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible, ou

- définie par $f^x = -3.\Omega^2 x, f^y = 0, f^z = \Omega^2 z$, ou
- définie par $f^x = -3\Omega^2 x + \varepsilon.A, \varepsilon = \pm 1, A$ étant une constante positive,
 $f^y = 0, f^z = \Omega^2 z$, ou
- définie par $f^x = -3.\Omega^2 x, f^y = \varepsilon.B, \varepsilon = \pm 1, B$ étant une constante positive, $f^z = \Omega^2 z$.

La présente invention pourra être mieux comprise à la lecture de la description détaillée qui va suivre, d'exemples de mise en œuvre non limitatifs de l'invention, et à l'examen du dessin annexé, sur lequel :

- la figure 1 représente schématiquement un repère tournant de centre coïncidant avec une cible,
- la figure 2 représente, schématiquement et partiellement, un engin spatial conforme à l'invention,
- les figures 3 et 4 représentent, schématiquement et partiellement, deux exemples de système de guidage agencé pour guider un engin spatial, et
- les figures 5 à 7 illustrent schématiquement différents exemples de trajectoire d'un engin spatial conforme à l'invention, dans une phase d'approche de la cible.

Repère tournant (o, x, y, z)

Considérons une cible assimilée à un point O, en orbite circulaire autour de la Terre E ou d'une autre planète, comme illustré sur la figure 1. La cible est par exemple matérialisée par une station spatiale en orbite autour de la Terre. L'orbite circulaire est centrée sur un point O', correspondant sensiblement au centre de la planète. Le rayon de l'orbite est égal à R, où $R = R' + h$, R' étant le rayon de la planète et h l'altitude de la cible.

Considérons Ω défini par :

$\Omega^2 . R^3 = G . (M + m') \approx G . M$, où G est la constante de gravitation, M la masse de la planète, m' la masse de la station, m' étant négligeable par rapport à M.

Nous allons décrire ci-dessous la phase d'approche d'un engin spatial P de la cible O.

L'engin spatial P, de masse m négligeable devant M, est repéré dans le repère tournant d'origine O avec trois axes : Ox radial orienté vers l'extérieur, Oy tangent à l'orbite de la cible dans le sens du mouvement et Oz perpendiculaire au plan (Oxy).

Equations du mouvement de l'engin spatial

Soient x, y et z les coordonnées de P dans le repère tournant (O, x, y, z) :

$$\vec{OP} = x.\vec{i} + y.\vec{j} + z.\vec{k} . \text{ Notons } r = |\vec{OP}|.$$

Dans le repère galiléen (O', x₁, y₁, z₁), on suppose que l'orbite de la cible se trouve dans le plan (O', x₁, y₁). On pose alors : $\vec{O'O} = X.\vec{i}_1 + Y.\vec{j}_1$

Notons que l'on a :

$$\vec{i} = \frac{1}{R}.(X.\vec{i}_1 + Y.\vec{j}_1), \vec{j} = \frac{1}{R}.(-Y.\vec{i}_1 + X.\vec{j}_1), \vec{k} = \vec{k}_1$$

On a ainsi : $\vec{O'P} = [X.(1 + \frac{x}{R}) - y.\frac{Y}{R}].\vec{i}_1 + [Y.(1 + \frac{x}{R}) + y.\frac{X}{R}].\vec{j}_1 + z.\vec{k}_1$

On suppose que l'engin spatial P se trouve au voisinage de la cible O (par exemple à quelques kilomètres).

On a alors $|\vec{OP}| / |\vec{O'O}| \ll 1$ (ce rapport étant par exemple de l'ordre de 10⁻³),

ce qui permet de développer le second membre des équations du mouvement.

En négligeant les termes du second ordre, on obtient, après calcul, les équations de Hill :

(I)
$$\begin{cases} \ddot{x} - 2.\Omega.\dot{y} = 3.\Omega^2.x \\ \ddot{y} + 2.\Omega.\dot{x} = 0 \\ \ddot{z} + \Omega^2.z = 0 \end{cases}$$

où $\Omega = \sqrt{\frac{G.M}{R^3}}$.

Nous constatons que pour x>0, l'engin spatial subit une force centrifuge et pour x<0 une force centripète, d'où une instabilité du mouvement de l'engin spatial.

On peut se référer aux articles suivants pour l'établissement des équations de Hill :

- El Mabsout B. « Méthode semi-numérique de résolution du problème de Hill-Application à Phœbé », Astron. & Astrophys. 5 (1970) 68-83,
- Hill G. W. "Researches in the lunar theory", Am. J. Math. 1(1878) 5-26,
- Gurfil P., Kasdin N. J. : "Canonical modelling of coorbital motion in Hill's problem using epicyclic orbital elements", A & A 409 (2003)1135-1140.

Dans le système (I), l'équation en z est indépendante des deux autres. Sa solution générale est une solution périodique connue de pulsation Ω .

Phase d'approche

Afin d'amener l'engin spatial qui se trouve à un instant initial au point (x_0, y_0) ,
 5 au point (x_1, y_1) à un instant t_1 ultérieur, on résout les deux relations :

$$x(t_1)=x_1 \text{ et } y(t_1)=y_1,$$

par rapport aux composantes de la vitesse initiale.

On constate que l'on peut choisir arbitrairement \dot{x}_0 ou \dot{y}_0 et déterminer la plus
 10 petite valeur possible de t_1 ainsi que la deuxième composante non arbitraire de la vitesse
 initiale.

Par ailleurs si l'on impose les vitesses initiales et l'altitude x_1 à l'instant t_1 , y_1
 sera imposé. Dans le plan de l'orbite de la cible, l'approche finale de l'engin spatial P vers
 la cible peut se faire suivant deux directions : radiale ou orthoradiale.

Première phase d'approche : rattrapage vertical

15 Pour effectuer un rattrapage vertical, on applique sur l'engin spatial P une
 force s'exerçant dans le plan de l'orbite de la cible, de la forme :

$$\vec{T} = -m.k. (x.\vec{i} + y.\vec{j}), k > 0.$$

La force \vec{T} ci-dessus est dirigée sensiblement vers la cible, avec une intensité
 proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible.

20 La stabilité des solutions du système (II) ainsi obtenu :

$$(II) \quad \begin{cases} \ddot{x} - 2.\Omega.\dot{y} = (3.\Omega^2 - k) x \\ \ddot{y} + 2.\Omega.\dot{x} = -k.y \\ \ddot{z} + \Omega^2.z = 0 \end{cases}$$

dépend de la valeur de k.

Pour $3\Omega^2 - k \leq 0$, le système (II) possède des solutions stables, alors que pour
 $k < 3.\Omega^2$ (comprenant le cas où $k=0$), il existe une valeur propre positive entraînant
 25 l'instabilité des solutions. Le choix de $k = 3.\Omega^2$ permet d'avoir une solution stable et
 simple des équations ci-dessous:

$$(IIa) \quad \begin{cases} \ddot{x} - 2.\Omega.\dot{y} = 0 \\ \ddot{y} + 2.\Omega.\dot{x} = -3\Omega^2.y \\ \ddot{z} + \Omega^2.z = 0 \end{cases}$$

et la solution de (IIb) dans le plan de l'orbite de la cible est :

$$x(t) = \frac{2}{7\Omega} \left[1 - \cos(\sqrt{7}\Omega.t) \right] \dot{y}_0 + \frac{6}{7} \left[\frac{\sin(\sqrt{7}\Omega.t)}{\sqrt{7}} - \Omega.t \right] y_0 + \frac{1}{7} \left[\frac{4.\sin(\sqrt{7}\Omega.t)}{\sqrt{7}\Omega} + 3.t \right] \dot{x}_0 + x_0$$

$$y(t) = \frac{1}{\sqrt{7}\Omega} \sin(\sqrt{7}\Omega.t) \dot{y}_0 + \frac{1}{7} \left[3.\cos(\sqrt{7}\Omega.t) + 4 \right] y_0 + \frac{2}{7\Omega} \left[\cos(\sqrt{7}\Omega.t) - 1 \right] \dot{x}_0$$

5

Pour $k=3.\Omega^2$, on a $k = 3.8988 \cdot 10^{-6} \text{ s}^{-2}$, en prenant $\Omega = 0.00114 \text{ s}^{-1}$.

Ainsi la poussée maximale nécessaire pour une distance de 500 m et un satellite de 1000 kg est d'environ 2 N.

Exemple 1 :

10 On va décrire ci-après un exemple de phase d'approche en rattrapage vertical permettant à l'engin spatial en dessous de la station de s'approcher de celle-ci, en utilisant les solutions du système d'équations (IIa).

Prenons $x_0=-300 \text{ m}$, $y_0=0 \text{ m}$, $\dot{x}_0=0.20 \text{ m/s}$, et $x_1=0$. On constate que $y_1=20.4037$, le temps nécessaire pour atteindre le point (x_1, y_1) est 3856 s.

15 La trajectoire épicycloïdale de l'engin spatial en phase d'approche est illustrée sur la figure 5.

L'approche se fait radialement.

Première phase d'approche : rattrapage sur l'orbite de la cible.

On applique sur l'engin spatial une force radiale de la forme :

20
$$\vec{T} = -6 \text{ m } \Omega^2 \cdot x \cdot \vec{i} .$$

La force radiale \vec{T} ci-dessus présente une intensité proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible.

Les équations s'écrivent alors:

$$(II.b) \quad \begin{cases} \ddot{x} - 2.\Omega.\dot{y} = -3.\Omega^2.x \\ \ddot{y} + 2.\Omega.\dot{x} = 0 \\ \ddot{z} + \Omega^2.z = 0 \end{cases}$$

25 et la solution de (II.b) dans le plan de l'orbite est :

$$x(t) = \frac{1}{7} \cdot (3.x_0 - 2.\frac{\dot{y}_0}{\Omega}) \cdot \cos(\sqrt{7}\Omega.t) + \frac{\dot{x}_0 \sin(\sqrt{7}\Omega.t)}{\sqrt{7}\Omega} + \frac{2}{7} \cdot (\frac{\dot{y}_0}{\Omega} + 2.x_0)$$

$$y(t) = \frac{-2}{7\sqrt{7}} \cdot (3 \cdot x_0 - 2 \cdot \frac{\dot{y}_0}{\Omega}) \cdot \sin(\sqrt{7} \cdot \Omega \cdot t) + \frac{2 \cdot \dot{x}_0 \cdot \cos(\sqrt{7} \cdot \Omega \cdot t)}{7 \cdot \Omega} + \frac{3}{7} \cdot (\dot{y}_0 + 2 \cdot \Omega \cdot x_0) \cdot t + y_0 - \frac{2 \cdot \dot{x}_0}{7 \cdot \Omega}$$

5

Exemple 2 :

On va décrire ci-après un exemple de phase d’approche en rattrapage sur l’orbite de la cible permettant à l’engin spatial derrière la cible de s’approcher de celle-ci, en utilisant les solutions du système d’équations (IIb).

10

On prend $x_0=0$, $y_0= -380$ m, $\dot{y}_0=0$, $\dot{y}_0=0.20$ m/s, et $x_1= 0$. On constate que la valeur de y_1 qui donne la position la plus proche de la station est $y_1=-22.88$ m et que le temps nécessaire pour atteindre le point (x_1, y_1) est 4166.36 s.

La trajectoire épicycloïdale de l’engin spatial en phase d’approche est illustrée sur la figure 6.

15

L’approche se fait orthoradialement.

Deuxième phase d’approche

A l’issue de la première phase d’approche, l’engin spatial arrive à proximité de la cible. Une deuxième phase d’approche est mise en œuvre pour réduire la distance entre l’engin spatial et la cible afin de permettre, le cas échéant, des manœuvres d’arrimage ou

20

« docking ».

A cet effet, une force radiale est appliquée à l’engin spatial en choisissant $k=3 \Omega^2$ dans le système d’équations (II) :

$$(IV) \quad \begin{cases} \ddot{x} - 2 \cdot \Omega \cdot \dot{y} = 0 \\ \ddot{y} + 2 \cdot \Omega \cdot \dot{x} = 0 \\ \ddot{z} + \Omega^2 \cdot z = 0 \end{cases}$$

25

La solution dans le plan de l’orbite de la cible s’écrit alors :

$$x(t) = \frac{1}{2 \cdot \Omega} [1 - \cos(2 \cdot \Omega \cdot t)] \dot{y}_0 + \frac{1}{2 \cdot \Omega} \sin(2 \cdot \Omega \cdot t) \dot{x}_0 + x_0$$

$$y(t) = \frac{-1}{2 \cdot \Omega} [1 - \cos(2 \cdot \Omega \cdot t)] \dot{x}_0 + \frac{1}{2 \cdot \Omega} \sin(2 \cdot \Omega \cdot t) \dot{y}_0 + y_0,$$

définissant un cercle d’équation :

$$\left[x - \left(x_0 + \frac{\dot{y}_0}{2\Omega}\right)\right]^2 + \left[y - \left(y_0 - \frac{\dot{x}_0}{2\Omega}\right)\right]^2 = \frac{\dot{x}_0^2 + \dot{y}_0^2}{4\Omega^2}$$

Le centre et le rayon de ce cercle ne dépendent que de la vitesse initiale. Sa pulsation est égale à -2Ω .

La poussée maximale nécessaire pour une distance de 4 m et un satellite de 1000 kg est par exemple égale à environ 15,6 mN.

Exemple 3 :

On suppose que le point final d'approche de l'engin spatial soit (0, -0.15). Alors les composantes de la vitesse initiale doivent vérifier :

$$\frac{x_0 \dot{y}_0 + (0.15 + y_0) \dot{x}_0}{2\Omega} + x_0^2 + (0.15 + y_0)^2 = 0$$

Prenons : $x_0=0, y_0=-22.955 \text{ m}, \dot{y}_0 = 0, \dot{x}_0 = -0.026 \text{ m/s}$.

La trajectoire de l'engin spatial, par exemple sur un quart de période orbitale, dans la deuxième phase d'approche, est semi-circulaire, comme illustré sur la figure 7.

Dans un autre exemple de mise en œuvre de l'invention, on considère le mouvement dans l'espace en tenant compte de la troisième équation en z.

On a les équations de Hill modifiées :

$$(1) \quad \begin{cases} \ddot{x} - 2\Omega\dot{y} - 3\Omega^2 x = f^x \\ \ddot{y} + 2\Omega\dot{x} = f^y \\ \ddot{z} + \Omega^2 z = f^z \end{cases}$$

Prenons la force exercée sur l'engin définie par :

$$\begin{cases} f^x = -3\Omega^2 x \\ f^y = 0 \\ f^z = \Omega^2 z \end{cases}$$

Le système (1) devient alors:

$$(2) \quad \begin{cases} \ddot{x} - 2\Omega\dot{y} = 0 \\ \ddot{y} + 2\Omega\dot{x} = 0 \\ \ddot{z} = 0 \end{cases}$$

Nous remarquons que la solution générale de (2) est :

$$\left(x - \left[x_0 + \frac{\dot{y}_0}{2\Omega}\right]\right)^2 + \left(y - \left[y_0 - \frac{\dot{x}_0}{2\Omega}\right]\right)^2 = \frac{\dot{x}_0^2 + \dot{y}_0^2}{4\Omega^2}, \quad z(t) = \dot{z}_0 t + z_0$$

C'est une hélice d'axe parallèle à l'axe Oz et dont la base dans le plan (O, x, y) est un cercle de centre $(x_0 + \frac{\dot{y}_0}{2\Omega}, y_0 - \frac{\dot{x}_0}{2\Omega})$. Cette hélice est ascendante ou descendante selon le signe de \dot{z}_0 , dans le référentiel (O, xyz) de la cible.

5 On remarque, d'autre part qu'il existe une solution particulière constante obtenue en prenant les conditions initiales :

$$x_0 = 0, \dot{x}_0 = 0, \dot{y}_0 = 0, \dot{z}_0 = 0; y_0 \neq 0 \text{ et } z_0 \neq 0.$$

Nous obtenons alors un état de repos relatif entre le chasseur et la cible dans le plan horizontal (O, y, z), ce qui correspond à un vol en formation.

10 Dans un autre exemple de mise en œuvre de l'invention, la force est définie par :

$$f^x = -3\Omega^2 x + \varepsilon A, \varepsilon = \pm 1, f^y = 0, f^z = \Omega^2 z$$

où A est une force spécifique constante positive, d'où :

15

$$(3) \begin{cases} \ddot{x} - 2\Omega\dot{y} = \varepsilon A \\ \ddot{y} + 2\Omega\dot{x} = 0 \\ \ddot{z} = 0 \end{cases}$$

Nous obtenons une trajectoire d'équations :

$$\left(x - \frac{[2\Omega\dot{y}_0 + 4\Omega^2 x_0 + \varepsilon A]}{4\Omega^2} \right)^2 + \left(y + \frac{\varepsilon A t}{2\Omega} - y_0 - \frac{\dot{x}_0}{2\Omega} \right)^2 = \left(\frac{2\Omega\dot{y}_0 + \varepsilon A}{4\Omega^2} \right)^2 + \frac{\dot{x}_0^2}{4\Omega^2},$$

$$z(t) = \dot{z}_0 t + z_0$$

20

C'est une épicycloïde d'axe Oy, sur laquelle le chasseur se déplace dans le sens des $y > 0$ ou des $y < 0$ suivant le signe de ε .

On peut illustrer ce cas par l'exemple suivant où nous prenons :

$$\Omega = 0.00114, x_0 = 0, \dot{x}_0 = -0.1, y_0 = 900, \dot{y}_0 = -0.5, A = 0.00114, \varepsilon = 1. \text{ On}$$

25

obtient une trajectoire comme illustré sur la figure 8, où l'on constate que le chasseur est ramené de sa position initiale ($x_0=0, y_0=900\text{m}$) à l'instant $t=0$, à la position : ($x_0=0.08 \text{ m}, y=123.78\text{m}$) à l'instant $t=1377\text{s}$, et à la position ($x=-24.65\text{m}, y = 0.015\text{m}$) à l'instant $t=1639.7\text{s}$.

Dans un autre exemple de mise en œuvre de l'invention,

30

$$f^x = -3\Omega^2 x \text{ et } f^y = \varepsilon B, \varepsilon = \pm 1, f^z = \Omega^2 z$$

où B est une force spécifique constante, d'où :

$$(4) \quad \begin{cases} \ddot{x} - 2\Omega\dot{y} = 0 \\ \ddot{y} + 2\Omega\dot{x} = \varepsilon.B \\ \ddot{z} = 0 \end{cases}$$

Les équations de la trajectoire sont alors analogues à celles établies précédemment ; elles s'obtiennent en y remplaçant A par B, x par y, y par x et Ω par $-\Omega$:

$$\left(y - \frac{[-2.\Omega.\dot{x}_0 + 4\Omega^2 y_0 + \varepsilon B]}{4\Omega^2} \right)^2 + \left(x - \frac{\varepsilon B t}{2\Omega} - x_0 + \frac{\dot{y}_0}{2\Omega} \right)^2 = \left(\frac{-2.\Omega.\dot{x}_0 + \varepsilon B}{4\Omega^2} \right)^2 + \frac{\dot{y}_0^2}{4\Omega^2},$$

$$z(t) = \dot{z}_0 t + z_0$$

10 Cela montre que la trajectoire est une épicycloïde sur laquelle le chasseur se déplace dans le sens des x positifs ou les x négatifs selon le signe de ε .

Cela permet un rattrapage vertical, ascendant ou descendant, vers l'orbite de la cible.

15 Engin spatial

On a représenté sur la figure 2 un exemple de l'engin spatial P formé par un satellite en orbite autour de la Terre.

L'engin spatial P peut, en variante, être un module de ravitaillement d'une station spatiale ou une sonde interplanétaire.

20 L'engin spatial P comporte un système de propulsion 1 permettant d'exercer sur l'engin spatial P une force d'intensité et d'orientation variables.

Dans l'exemple considéré, le système de propulsion 1 comporte un propulseur électrique, notamment un propulseur à effet Hall.

25 Dans ce type de propulseur électrique, des particules chargées sont générées dans une source de plasma et sont ensuite accélérées par un champ électrique, magnétique ou électromagnétique, ce qui permet de produire une poussée sur l'engin spatial.

Dans un propulseur à effet Hall, l'accélération des particules est due à un champ électrostatique.

30 Parmi les propulseurs à effet Hall, on peut citer par exemple les propulseurs SPT100, PPS1350, PP55000 fabriqués par la société SNECMA, ou les propulseurs T-40, T-140, T200 et T220 T fabriqués par la société PATT & WHITNEY.

En variante, le propulseur électrique peut être un propulseur à grilles, par exemple le propulseur T5 ou T6 développé par la société QINETIQ.

Le propulseur électrique 1 peut par exemple produire une poussée d'intensité maximale d'environ 2 N.

5 En variante, le système de propulsion peut comporter au moins un propulseur chimique, pourvu par exemple d'une turbopompe, ou un propulseur à fluide pressurisé et équipé d'une turbopompe centrifuge de type Couette-Taylor tous deux agencés pour produire une poussée variable.

10 Dans l'exemple considéré, le système de propulsion 1 est agencé de manière à ce que l'une au moins de l'intensité et de l'orientation de la force puisse être modifiée continûment.

En variante, le système de propulsion 1 peut être agencé de manière à ce que l'une au moins de l'intensité et l'orientation de la force puisse être modifiée par incréments.

15 L'engin spatial P comprend en outre un système de commande 2 agencé pour commander le système de propulsion 1 en intensité et en orientation de manière à rapprocher l'engin spatial P de la cible O à l'aide d'une force telle que définie ci-dessus.

20 Le système de commande 2 peut comporter un ordinateur de bord et être agencé de manière à permettre le pilotage autonome de l'engin spatial dans la phase d'approche, lui permettant notamment de calculer l'intensité et/ou l'orientation de la force à fournir dans cette phase d'approche.

L'engin spatial P peut comporter par exemple un système de mesure 3 permettant de déterminer la distance le séparant de la cible O.

25 En variante, un système de guidage 5 peut être prévu pour guider l'engin spatial P afin de le rapprocher de la cible O, ce système de guidage pouvant comporter un ou plusieurs systèmes 6 de transmission de données à distance agencés pour transmettre au système de commande 2 de l'engin spatial P des données utiles pour permettre de commander le système de propulsion 1 afin de faire décrire à l'engin spatial P les trajectoires d'approche de la cible O.

30 Lorsque l'engin spatial P est un module de ravitaillement d'une station spatiale 7, comme illustré sur la figure 4, le système de guidage peut être au moins partiellement embarqué à bord de la station spatiale 7.

Dans les exemples illustrés aux figures 3 et 4, le système de commande 2 de l'engin spatial P peut être de conception relativement simple car les calculs de trajectoires de l'engin spatial P peuvent être réalisés sur des ordinateurs basés au sol ou embarqués dans un autre engin spatial et les données relatives aux trajectoires calculées sont transmises au système de commande 2 de l'engin spatial.

Dans les exemples décrits ci-dessus, l'orbite est circulaire.

On ne sort pas du cadre de la présente invention lorsque l'orbite est elliptique.

L'expression « comportant un » doit être comprise comme étant synonyme de « comportant au moins un », sauf si le contraire est spécifié.

REVENDICATIONS

1. Engin spatial (P) comportant :
- un système de propulsion (1) permettant d'exercer sur l'engin spatial une force d'intensité et d'orientation variables,
- 5 - un système de commande (2) agencé pour commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à rapprocher l'engin spatial d'une cible autour d'une planète, à l'aide d'une force qui comporte au moins une composante (f^x , f^y , f^z), dans le repère tournant lié à la cible, qui dépend sensiblement linéairement de la coordonnée correspondante (x, y, z) de l'engin dans ce repère.
- 10 2. Engin selon la revendication 1, la force ayant au moins deux composantes (f^x , f^y , f^z), dans le repère tournant lié à la cible, qui dépendent sensiblement linéairement des coordonnées (x, y, z) de l'engin dans ce repère.
3. Engin selon la revendication 2, la force étant dirigée sensiblement vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible.
- 15 4. Engin selon la revendication 1, la force étant sensiblement colinéaire au rayon joignant la projection sur le plan de l'orbite de la cible du centre de la planète à la cible et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible.
- 20 5. Engin selon la revendication 2, la force étant définie par $f^x = -3.\Omega^2 x$, $f^y = 0$, $f^z = \Omega^2 z$.
6. Engin selon la revendication 2, la force étant définie par $f^x = -3\Omega^2 x + \varepsilon.A$, avec $\varepsilon = \pm 1$, A étant une constante positive, $f^y = 0$, $f^z = \Omega^2 z$.
7. Engin selon la revendication 2, la force étant définie par $f^x = -3.\Omega^2 x$, $f^y = \varepsilon.B$, $\varepsilon = \pm 1$, B étant une constante positive, $f^z = \Omega^2 z$.
- 25 8. Engin selon l'une quelconque des revendications précédentes, le système de propulsion (1) comportant au moins un propulseur électrique, notamment un propulseur à effet Hall.
9. Engin selon l'une quelconque des deux revendications précédentes, le système de propulsion étant agencé de manière à ce que l'une au moins de l'intensité et de l'orientation de la force puisse être modifiée continûment.
- 30

10. Engin selon la revendication 9, le système de propulsion étant agencé de manière à ce que l'intensité puisse être modifiée continûment.

11. Engin selon la revendication 9, le système de propulsion étant agencé de manière à ce que l'orientation puisse être modifiée continûment.

5 12. Engin selon l'une quelconque des revendications précédentes, le système de commande (2) étant agencé pour commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à ce que, dans une première phase d'approche de l'engin spatial de la cible, l'engin décrive une trajectoire sensiblement épicycloïdale dans le repère tournant de centre coïncidant avec la cible.

10 13. Engin selon les revendications 3 et 12, le système de commande étant agencé pour que la force exercée sur l'engin spatial, pendant la première phase d'approche, soit dirigée sensiblement vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible.

15 14. Engin selon les revendications 4 et 12, le système de commande étant agencé pour que la force exercée sur l'engin spatial, pendant la première phase d'approche, soit sensiblement colinéaire au rayon joignant le centre de la planète à la cible et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible.

20 15. Engin selon la revendication 4 et l'une quelconque des revendications 4 à 14, le système de commande étant agencé pour commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à ce que, dans une deuxième phase d'approche de l'engin spatial de la cible, succédant à la première phase, l'engin spatial décrive une trajectoire sensiblement en arc de cercle, notamment en demi-cercle, dans le repère tournant de centre coïncidant avec la cible, la force exercée sur l'engin spatial étant
25 sensiblement radiale et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible.

16. Système de guidage pour guider un engin spatial afin de le rapprocher d'une cible autour d'une planète, l'engin spatial comportant un système de propulsion permettant d'exercer sur l'engin spatial une force d'intensité et d'orientation variables, et
30 un système de commande agencé pour commander le système de propulsion, le système de guidage comportant :

- au moins un système de transmission de données à distance agencé pour transmettre au système de commande de l'engin spatial des données utiles pour lui permettre de commander le système de propulsion en intensité et en orientation de manière à rapprocher l'engin spatial de la cible, à l'aide d'une force qui comporte au moins une composante (f^x , f^y , f^z), dans le repère tournant lié à la cible, qui dépend, notamment, sensiblement linéairement, de la coordonnée correspondante (x , y , z) de l'engin dans ce repère.

17. Système selon la revendication 16, la force ayant au moins deux composantes (f^x , f^y , f^z), dans le repère tournant lié à la cible, qui dépendent sensiblement linéairement des coordonnées (x , y , z) de l'engin dans ce repère, notamment qui leur sont proportionnelles.

18. Système selon la revendication 16, la force étant :

- dirigée sensiblement vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible, ou
- sensiblement colinéaire au rayon joignant la projection sur le plan de l'orbite de la cible du centre de la planète de la cible et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible, ou
- définie par $f^x = -3\Omega^2 x$, $f^y = 0$, $f^z = \Omega^2 z$, ou
- définie par $f^x = -3\Omega^2 x + \varepsilon.A$, $\varepsilon = \pm 1$, A étant une constante positive, $f^y = 0$, $f^z = \Omega^2 z$, ou
- définie par $f^x = -3.\Omega^2 x$, $f^y = \varepsilon.B$, $\varepsilon = \pm 1$, B étant une constante positive, $f^z = \Omega^2 z$.

19. Système de guidage selon l'une des revendications 16 à 18, le système de transmission de données étant disposé au moins partiellement :

- sur une planète, et/ou
- sur un autre engin spatial tel qu'une station spatiale, cet autre engin spatial pouvant notamment définir la cible.

20. Procédé pour faire fonctionner un engin spatial afin de le rapprocher d'une cible autour d'une planète, comportant l'étape consistant à :

- agir sur un système de propulsion de l'engin spatial de manière à exercer une force qui comporte au moins une composante (f^x , f^y , f^z) dans le repère tournant lié à la cible qui dépend, notamment sensiblement linéairement, de la coordonnée correspondante (x , y , z) de l'engin dans ce repère.

5 21. Procédé selon la revendication 20, la force ayant au moins deux composantes (f^x , f^y , f^z) dans le repère tournant lié à la cible qui varient sensiblement linéairement avec deux coordonnées (x , y , z) de l'engin dans ce repère, notamment qui leur sont proportionnelles.

22. Procédé selon la revendication 20, la force étant

10 • dirigée sensiblement vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la distance entre l'engin spatial et la cible, ou

• sensiblement colinéaire au rayon joignant la projection sur le plan de l'orbite du centre de la planète à la cible et dirigée vers la cible, la force ayant une intensité sensiblement proportionnelle à la différence d'altitude entre l'engin spatial et la cible, ou

15 • définie par $f^x = -3.\Omega^2 x$, $f^y = 0$, $f^z = \Omega^2 z$, ou

• définie par $f^x = -3\Omega^2 x + \varepsilon.A$, $\varepsilon = \pm 1$, A étant une constante positive, $f^y = 0$, $f^z = \Omega^2 z$, ou

• définie par $f^x = -3.\Omega^2 x$, $f^y = \varepsilon.B$, $\varepsilon = \pm 1$, B étant une constante positive, $f^z = \Omega^2 z$.

20

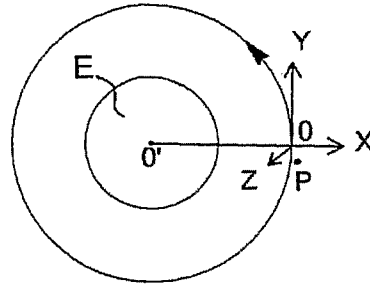


Fig. 1

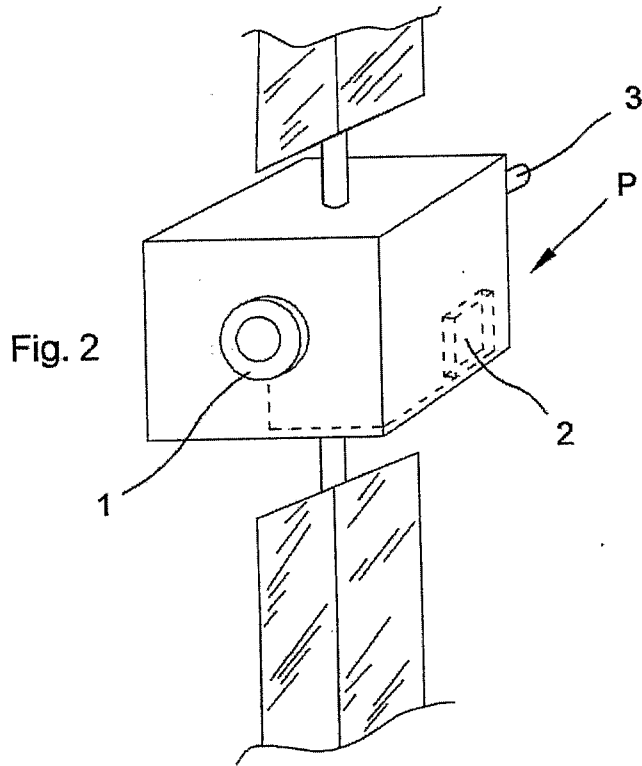


Fig. 2

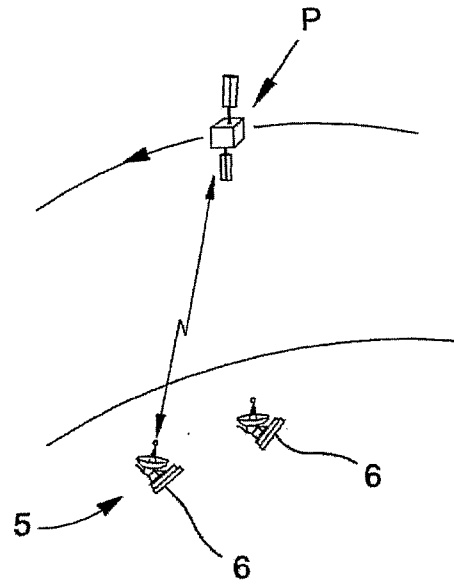


Fig. 3

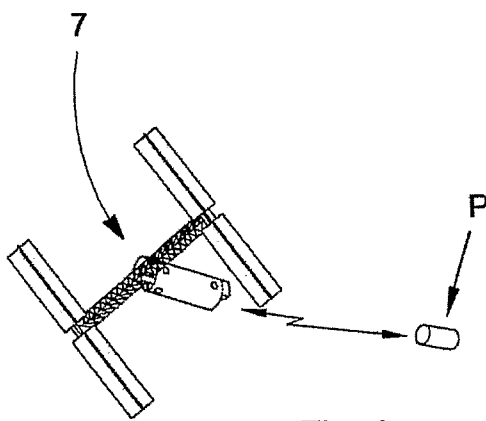


Fig. 4

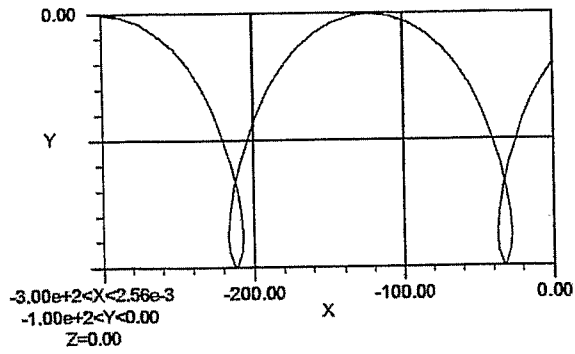


Fig. 5

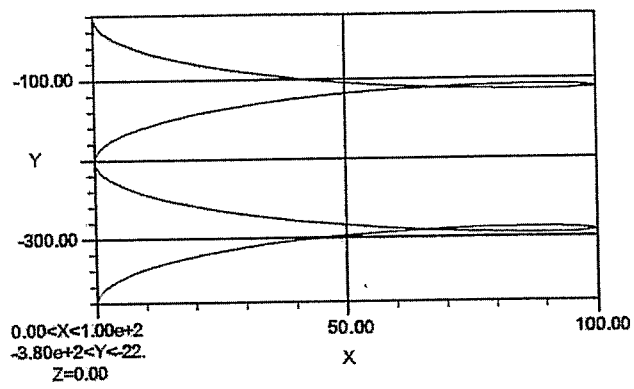


Fig. 6

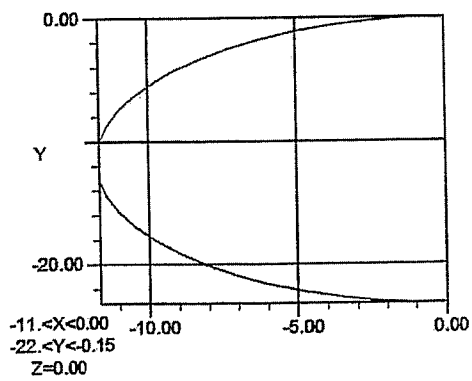


Fig. 7

3/3

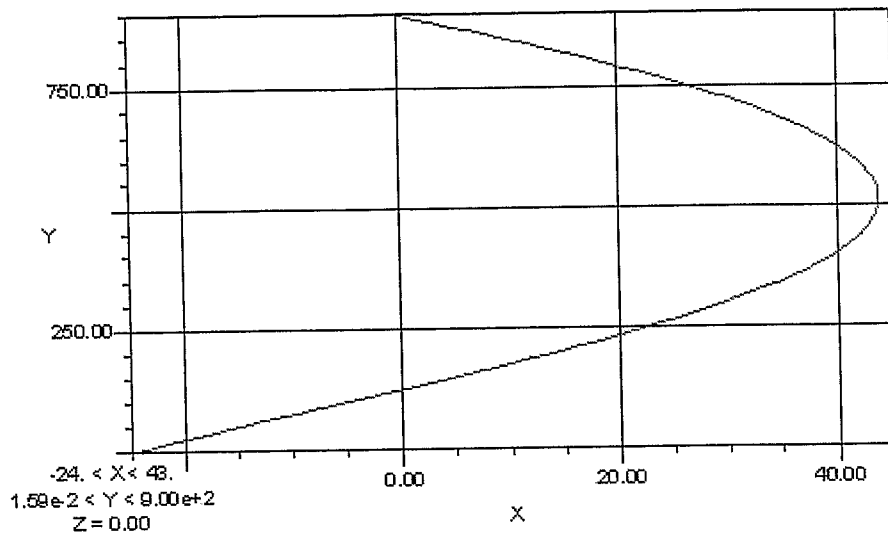


Fig. 8

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2007/000358

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 INV. B64G1/24 B64G1/26 B64G1/64

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)
 B64G B65G G05D

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

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 2004/026571 A1 (SCOTT DAVID D [GB]) 12 February 2004 (2004-02-12)	16-19
A	paragraphs [0024] - [0031] paragraphs [0042] - [0045] figures 4-8	1-15, 20-22
A	EP 0 467 671 A2 (NAT SPACE DEV AGENCY [JP]) 22 January 1992 (1992-01-22) page 2, line 1 - page 3, line 2 page 8, line 55 - page 9, line 44 figures 1A,1B,1C,2,3A,3B,3C	1-22
	----- -/--	

Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

A document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	*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
E earlier document but published on or after the international filing date	*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
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)	*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.
O document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	*&* document member of the same patent family
P document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	

Date of the actual completion of the international search 29 June 2007	Date of mailing of the international search report 13/07/2007
---	--

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 Weber, Carlos
---	---

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2007/000358

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	<p>MEISSINGER H F ET AL: "SIMPLIFIED ALGORITHM FOR SHORT TARGET-APPROACH PATHS IN ORBIT" JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, REASTON, VA, US, vol. 39, no. 5, September 2002 (2002-09), pages 815-818, XP001133016 ISSN: 0022-4650 the whole document</p>	1-22
A	<p>----- LEMBECK C A, PRUSSING J E: "Optimal Impulsive Intercept with Low-Thrust Rendezvous Return" JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS, vol. 16, no. 3, May 1993 (1993-05), pages 426-433, XP001247932 ISSN: 0731-5090 the whole document</p> <p>-----</p>	1-22

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2007/000358

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2004026571	A1	12-02-2004	NONE
EP 0467671	A2	22-01-1992	
		DE 69119494 D1	20-06-1996
		DE 69119494 T2	19-09-1996
		JP 2535246 B2	18-09-1996
		JP 4078800 A	12-03-1992
		US 5193766 A	16-03-1993

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2007/000358

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. B64G1/24 B64G1/26 B64G1/64		
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) B64G B65G G05D		
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 cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	US 2004/026571 A1 (SCOTT DAVID D [GB]) 12 février 2004 (2004-02-12)	16-19
A	alinéas [0024] - [0031] alinéas [0042] - [0045] figures 4-8	1-15, 20-22
A	EP 0 467 671 A2 (NAT SPACE DEV AGENCY [JP]) 22 janvier 1992 (1992-01-22) page 2, ligne 1 - page 3, ligne 2 page 8, ligne 55 - page 9, ligne 44 figures 1A,1B,1C,2,3A,3B,3C ----- -/--	1-22
<input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents <input checked="" type="checkbox"/> 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 *&* document qui fait partie de la même famille de brevets
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée 29 juin 2007		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 13/07/2007
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 Weber, Carlos

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	<p>MEISSINGER H F ET AL: "SIMPLIFIED ALGORITHM FOR SHORT TARGET-APPROACH PATHS IN ORBIT" JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, REASTON, VA, US, vol. 39, no. 5, septembre 2002 (2002-09), pages 815-818, XP001133016 ISSN: 0022-4650 le document en entier</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-22
A	<p>LEMBECK C A, PRUSSING J E: "Optimal Impulsive Intercept with Low-Thrust Rendezvous Return" JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS, vol. 16, no. 3, mai 1993 (1993-05), pages 426-433, XP001247932 ISSN: 0731-5090 le document en entier</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-22

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2007/000358

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2004026571	A1	12-02-2004	AUCUN
EP 0467671	A2	22-01-1992	DE 69119494 D1 20-06-1996
			DE 69119494 T2 19-09-1996
			JP 2535246 B2 18-09-1996
			JP 4078800 A 12-03-1992
			US 5193766 A 16-03-1993