

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑫ Date de dépôt : 20.01.93.

③ Priorité :

④ Date de la mise à disposition du public de la demande : 22.07.94 Bulletin 94/29.

⑥ Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule.*

⑥ Références à d'autres documents nationaux apparentés :

⑦ Demandeur(s) : LENOIR Jean-Marc, Félix — FR.

⑦ Inventeur(s) : LENOIR Jean-Marc, Félix.

⑦ Titulaire(s) :

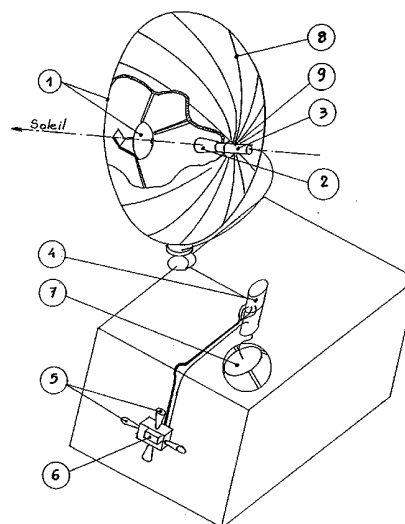
⑦ Mandataire :

⑤ Dispositif de propulsion de véhicule.

⑦ Le dispositif embarqué permet de contrôler l'attitude d'un satellite à l'aide de l'énergie d'un faisceau de lumière cohérente.

Le faisceau de lumière cohérente est obtenu à partir d'un générateur laser (3) excité directement par la lumière du soleil préalablement filtrée et concentrée (1)(2).

Le faisceau laser est focalisé sur une matière appropriée à l'intérieure des tuyères (5) préalablement stockée (7) et répartie (4)(6) provoquant par réaction les mouvements du satellite.



FR 2 700 517 - A1



Les véhicules spatiaux, après avoir été séparés de leur lanceur, doivent être pilotés dans l'espace pour réaliser leurs missions circum-terrestre. Le pilotage ou "contrôle d'attitude" a pour but d'effectuer la mise à poste, compenser  
5 les perturbations, d'orienter le véhicule dans un référentiel.

Deux techniques sont actuellement utilisées de façon majoritaire et de nombreuses autres sont envisagées ou font l'objet de recherches.

Le système gaz froids est employé pratiquement depuis  
10 l'origine. Une réserve de gaz comprimé sous haute pression est embarquée à bord du satellite. Des valves sont commandées depuis le sol pour que de petites quantités de gaz soient éjectées au travers de tuyères afin d'imprimer, par réaction, un mouvement au satellite.

15 Le système mono ou bi-ergols constitue une amélioration du système précédent. Des fluides sous pression sont embarqués à bord d'un satellite. Des valves commandées depuis le sol injectent les ergols en proportion convenable pour que ceux-ci provoquent une dissociation exothermique dans les tuyères,  
20 exerçant ainsi une poussée sur le satellite.

Parmi les techniques qui sont sur le point d'être opérationnelles, on peut citer la propulsion par arc développée au nom de la NASA. Cette technique consiste à créer un arc électrique qui porte un gaz à très haute température de manière à  
25 obtenir une vitesse d'éjection supérieure à celle obtenue avec les bi-ergols.

Parmi les techniques en développement, on peut citer la propulsion ionique. Il s'agit de générer un plasma puis de l'ioniser pour pouvoir ensuite, à l'aide d'un champ  
30 électrique, accélérer les ions qui assureront la poussée nécessaire au mouvement du satellite.

Parmi les techniques qui sont envisagées pour obtenir une poussée, on peut citer les résultats de la fission et de la fusion nucléaire. L'application au contrôle d'attitude des  
35 satellites n'est probablement pas à envisager pour le moyen terme.

Les deux préoccupations majeures des concepteurs de satellites sont :

-La durée de vie en orbite de l'engin qui est aujourd'hui conditionnée par la durée de vie du système de contrôle d'attitude.

5 - La masse de l'engin puisque 1 kg satellisé coûte aujourd'hui de l'ordre de 50 000 US dollars.

Le système de propulsion par bi-ergols est supérieur en durée de vie au système gaz froids. Il atteint de l'ordre de 10 à 15 ans de durée de fonctionnement. Mais ils présentent tous deux  
10 l'inconvénient de mobiliser une masse de plusieurs centaines de kilogrammes

Le système de propulsion par arc améliore encore la durée de vie, mais il nécessite une puissante installation électrique de bord. Le bilan global de masse ne semble pas nettement plus  
15 favorable que dans les cas précédents.

Les systèmes à propulsion ioniques ne sont pas encore au point mais se heurtent d'ores et déjà à l'obstacle de la pollution électro-magnétique et électrique qui perturbe entre  
autre l'électronique de bord, et au dimensionnement important  
20 qui doit être donné au système de génération électrique de bord.

Le dispositif objet de l'invention permet de conserver une durée de vie comparable à celle des dispositifs à propulsion par arc tout en diminuant la masse du système  
25 de génération de poussée nécessaire au contrôle d'attitude.

Le dispositif objet de l'invention vise à utiliser la poussée engendrée par la transformation en plasma d'un matériau approprié, à l'aide d'une énergie extérieure à laquelle on fait subir un minimum de transformations pour ne pas dégrader  
30 les rendements. Le dispositif utilise une source laser (Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation) qui est avantageusement excitée (pompage optique) par le rayonnement solaire naturel. Le faisceau laser fournit l'énergie nécessaire à la transformation en plasma du matériau qui  
35 assure la propulsion.

On peut choisir d'utiliser un laser excité électriquement si le système de bord dispose durablement d'un surplus d'énergie électrique suffisant.

Le dispositif objet de l'invention comprend

5 principalement :

- un collecteur du rayonnement solaire (1). Le collecteur filtre et adapte avantageusement le rayonnement de manière à ne transmettre que des radiations propres à exciter le laser.

10 Le filtrage a pour but de ne pas avoir à évacuer des calories apportées par des rayonnements inutiles au fonctionnement du laser. L'adéquation du rayonnement peut être supprimée si le système d'évacuation des calories est suffisamment puissant pour que le laser fonctionne dans de bonnes conditions.

15 - un laser (3) précédé d'un concentrateur (2). Le tout est situé dans une enveloppe (9) pour laquelle la face externe (8) du collecteur de rayonnement constitue avantageusement un radiateur propre à dissiper les calories excédentaires. La dissipation d'énergie excédentaire est réalisée selon les

20 techniques connues actuellement.

- le faisceau de lumière cohérente généré par le laser est acheminé par fibre optique vers un répartiteur(4) qui permet de fournir l'énergie nécessaire à chacune des tuyères (5) qui participent au contrôle d'attitude.

25 -Le matériau qui assure la propulsion est stocké dans une réserve (7). Son débit est contrôlé par un dispositif approprié (6) qui permet d'injecter dans les tuyères (5) la quantité voulue, à l'instant déterminé.

De nombreux matériaux solides, liquides ou gazeux peuvent être  
30 employés. La nature exacte de ces matériaux influence peu le rendement global du dispositif.

Ce choix de l'un ou de l'autre obéit principalement à des critères pratiques liés à la fiabilité et à la pollution de l'environnement du satellite.

35 Le dispositif objet de l'invention fonctionne comme suit :

-le collecteur de rayonnement solaire (1) étant correctement pointé vers le soleil, focalise le rayonnement filtré sur l'entrée du concentrateur (2). Le laser (3) est alors excité et fournit un faisceau de lumière cohérente, au travers d'une 5 fibre optique, au répartiteur (4) qui distribue le faisceau d'entrée sur les tuyères sollicitées pour engendrer le mouvement du satellite. Le faisceau de lumière cohérente est focalisé à l'intérieur de la tuyère. Lorsque le matériau qui assure la propulsion est injecté en quantité appropriée sur le 10 point de focalisation du faisceau laser, le matériau est instantanément porté à très haute température de l'ordre de 15000° C et est transformé en plasma. Les particules sont éjectées à très grande vitesse et engendrent la réaction nécessaire au mouvement du satellite.

15 Le dispositif objet de l'invention présente l'avantage de fournir une poussée faible qui permet d'effectuer des mouvements très précis tout en ayant une impulsion spécifique élevée.

En effet, les systèmes gaz froids ou bi-ergols fournissent des 20 poussées plus brutales qui nécessitent des corrections successives pour terminer la manoeuvre. Leur impulsion spécifique est faible.

Le système de propulsion à arc fournit également une poussée faible et une impulsion spécifique élevée.

25 L'avantage du dispositif selon l'invention par rapport au système de propulsion à arc porte essentiellement sur deux points:

-L'énergie solaire subit une transformation simple au travers du laser. La masse de l'ensemble collecteur - contracteur

30 -laser est faible en regard du système de génération électrique nécessaire à la propulsion par arc. La génération laser peut-être activée uniquement au moment du besoin.

-L'énergie nécessaire à la génération du plasma est concentrée en un point à l'intérieur de la tuyère. Il s'ensuit que la 35 tenue en température des surfaces des tuyères est facilitée dans le dispositif objet de l'invention.

En effet, le système à arc électrique génère l'énergie de façon diffuse grâce à des électrodes pour former le plasma. Il est alors nécessaire de protéger les parois des tuyères par une couche laminaire de gaz froids. Le risque de panne lié à 5 l'érosion des électrodes est supprimé dans le dispositif objet de l'invention. Enfin, le fonctionnement du contrôle d'attitude n'est pas conditionné par une éventuelle dégradation du système de génération électrique.

Les dispositifs de contrôle d'attitude actuellement en service 10 mobilisent une masse de l'ordre de 700 kg sur un satellite de 2200 kg. L'utilisation du dispositif selon l'invention permet d'économiser une masse de 500 kg. Parallèlement, la fiabilité est améliorée.

REVENDEICATIONS

- 1 - Dispositif embarqué de propulsion de véhicule, par éjection de plasma, pour le contrôle d'attitude de satellite, caractérisé en ce que l'énergie nécessaire à la formation du plasma est apportée par un faisceau de lumière cohérente focalisé dans le divergent d'une tuyère.
- 5 2 - Dispositif selon la revendication 1 caractérisé en ce que le faisceau de lumière cohérente est délivré par un laser dont l'énergie d'excitation est avantageusement fournie par le rayonnement solaire.
- 3 - Dispositif selon les revendications 1 et 2 caractérisé en  
10 ce que le rayonnement solaire est avantageusement filtré avant d'exciter le laser pour ne laisser subsister que les radiations efficaces.

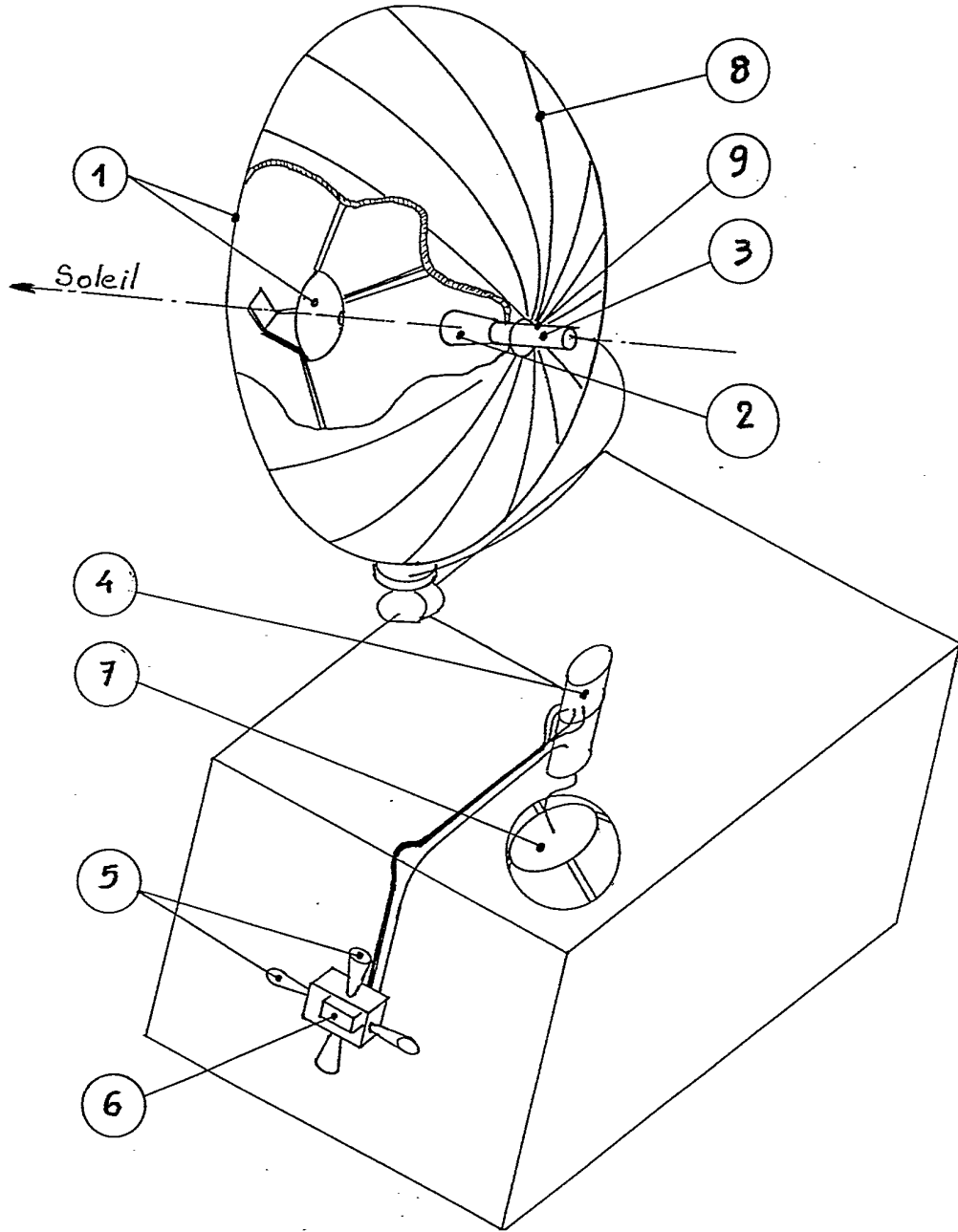


figure 1

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
X	US-A-5 152 135 (KARE)	1
Y	* colonne 2, ligne 16 - colonne 3, ligne 5 * * colonne 3, ligne 15 - colonne 4, ligne 35 * * colonne 5, ligne 42 - colonne 6, ligne 64 * * colonne 7, ligne 26 - colonne 8, ligne 47; figures 1-8 *	2-3
Y	--- MECHANICAL ENGINEERING (INC. CIME) vol. 112, no. 9, Septembre 1990, NEW YORK US pages 54 - 57 SIURU, B. 'LASER TO LIFT LIGHTCRAFT INTO SPACE' * le document en entier *	2
A	--- US-A-3 825 211 (MONOVITCH)	3
A	* colonne 2, ligne 32 - colonne 5, ligne 29 * * colonne 7, ligne 1 - ligne 27; figures 1-4 *	1-2
A	--- US-A-4 781 018 (SHOJI) * colonne 1, ligne 38 - colonne 2, ligne 2 * * colonne 2, ligne 21 - colonne 3, ligne 14; figure 1 *	1-2
-----		
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
04 OCTOBRE 1993		RIVERO C.G.
<p><b>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</b></p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul  Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie  A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général  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  .....  &amp; : membre de la même famille, document correspondant</p>		

EPO FORM 1503 03.82 (P0413)