

12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22) Date de dépôt : 10.06.02.

30) Priorité : 04.09.01 US 09947186.

43) Date de mise à la disposition du public de la demande : 07.03.03 Bulletin 03/10.

56) Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Ce dernier n'a pas été établi à la date de publication de la demande.*

60) Références à d'autres documents nationaux apparentés :

71) Demandeur(s) : SPACE SYSTEMS / LORAL INC — US.

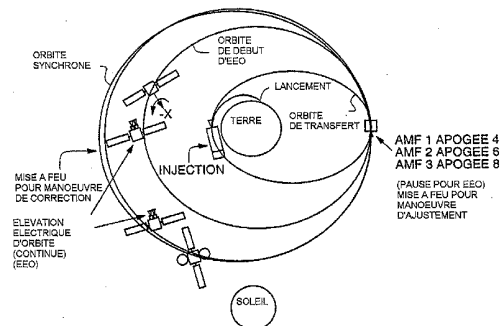
72) Inventeur(s) : OH DAVID.

73) Titulaire(s) :

74) Mandataire(s) : NOVAGRAAF TECHNOLOGIES.

54) ELEVATION ELECTRIQUE D'ORBITE AVEC POUSSEE VARIABLE.

57) Systèmes et procédés pour lancer un satellite en orbite, qui optimisent la masse du satellite délivré en orbite, le satellite emportant un ou plusieurs dispositifs de propulsion chimiques et un ou plusieurs dispositifs de propulsion électriques et étant lancé vers une orbite de transfert au moyen d'un véhicule de lancement. Un dispositif de propulsion chimique sélectionné est éventuellement mis à feu afin d'élever le satellite de l'orbite de transfert à une orbite intermédiaire. Un ou plusieurs dispositifs de propulsion électriques sont mis à feu afin d'élever le satellite de l'orbite intermédiaire à une orbite géosynchrone, les dispositifs de propulsion électriques étant soumis à une régulation de poussée de manière à ce qu'ils fonctionnent à un niveau d'impulsion spécifique optimal pour optimiser la masse du satellite délivré en orbite.



FR 2 829 104 - A1



ÉLÉVATION ÉLECTRIQUE D'ORBITE AVEC POUSSÉE VARIABLE

La présente invention concerne d'une manière générale les satellites et plus particulièrement, des systèmes et des procédés qui élèvent l'orbite d'un satellite en utilisant une poussée variable produite par des propulseurs électriques.

Le titulaire de la présente invention réalise et déploie des véhicules spatiaux en orbite autour de la Terre. Jusqu'à présent, de nombreux efforts ont été entrepris pour déterminer le profil d'élévation électrique d'orbite optimal avec un niveau de poussée fixe. Ces efforts comprennent les simulations SEPSHOT et HYTOP qui sont par exemple connues des spécialistes de la technique. La société Hughes a utilisé un système d'élévation électrique d'orbite à poussée fixe sur ses 702 satellites. Le satellite Deep Space 1 utilisait un propulseur électrique à poussée variable dans une application distincte de l'élévation d'orbite pour la gestion d'énergie, mais non pas afin d'augmenter la masse de la charge utile.

L'art antérieur utilise généralement des niveaux de poussée fixes pour l'élévation d'orbite. Certaines techniques antérieures envisagent d'utiliser des niveaux de poussée variables pour optimiser le profil de puissance pour des missions électriques sans élévation d'orbite. Aucune technique antérieure n'envisage la façon dont on peut utiliser des niveaux de poussée variables pendant une élévation d'orbite afin d'augmenter spécifiquement la masse de la charge utile délivrée lors d'une élévation électrique d'orbite. Il a été déterminé par le présent inventeur qu'en ajustant la poussée, on peut augmenter d'environ 25 % les avantages en masse effective d'une élévation électrique de l'orbite.

Par conséquent, il est avantageux de disposer de systèmes et de procédés améliorés permettant d'élever l'orbite d'un satellite en orbite. Il est également

avantageux de disposer de systèmes et de procédés améliorés utilisant des niveaux de poussée variables lors de l'élévation électrique de l'orbite afin d'optimiser la masse de la charge utile délivrée en orbite.

Pour atteindre les objectifs mentionnés ci-dessus ainsi que d'autres, la présente invention propose des systèmes et des procédés qui utilisent des niveaux de poussée variables lors d'une élévation électrique de l'orbite afin d'optimiser la masse de la charge utile délivrée en orbite. L'élévation électrique de l'orbite utilise la propulsion électrique pour élever l'orbite d'un satellite. En général, l'élévation électrique de l'orbite permet de délivrer une plus grande charge utile en orbite en contrepartie d'un temps supplémentaire pour élever l'orbite. La présente invention fait croître en outre la charge utile pouvant être délivrée en utilisant une élévation électrique de l'orbite sans faire croître le temps ou l'énergie nécessaire pour que le satellite atteigne son orbite.

Un exemple de procédé comprend un procédé consistant à lancer un satellite en orbite qui optimise la masse du satellite délivré en orbite. Le procédé comprend les étapes suivantes. Un satellite emportant un ou plusieurs dispositifs de propulsion chimique et un ou plusieurs dispositifs de propulsion électrique est lancé sur une orbite de transfert au moyen d'un véhicule de lancement. L'un sélectionné des dispositifs de propulsion chimique est mis à feu pour élever l'orbite du satellite de son orbite de transfert à une orbite intermédiaire. Un ou plusieurs des dispositifs de propulsion électrique est mis à feu pour élever l'orbite du satellite de l'orbite intermédiaire à son orbite géosynchrone finale dans laquelle ces un ou plusieurs propulseurs électriques sont commandés pour produire des niveaux de poussée variables de manière à ce qu'ils fonctionnent avec un niveau d'impulsion spécifique

optimal afin d'optimiser la masse du satellite délivré en orbite.

Comme exemple de systèmes, on citera un satellite comportant un ordinateur embarqué, un ou plusieurs 5 panneaux solaires, une liaison de télécommunications, un ou plusieurs dispositifs de propulsion chimique, et un ou plusieurs dispositifs de propulsion électrique. Un véhicule de lancement est utilisé pour emporter le satellite de la Terre vers une orbite de transfert. Une 10 station terrestre comportant un ordinateur et une liaison de télécommunications est utilisée pour communiquer avec le satellite.

Un programme informatique est de préférence utilisé soit à bord du satellite soit dans la station terrestre 15 pour mettre à feu l'un sélectionné des dispositifs de propulsion chimique afin d'élever l'orbite du satellite de son orbite de transfert à une orbite intermédiaire. Le programme informatique est ensuite utilisé pour mettre à feu un ensemble sélectionné de dispositifs de 20 propulsion électrique afin d'élever l'orbite du satellite de l'orbite intermédiaire à une orbite géosynchrone finale. Le programme informatique a pour fonction de réguler un ou plusieurs de ces propulseurs électriques afin de produire des niveaux de poussée 25 variables de manière à ce qu'ils fonctionnent à un niveau d'impulsion spécifique optimal afin d'optimiser la masse du satellite délivré en orbite.

Le programme informatique peut résider sur l'ordinateur embarqué et peut fonctionner sans commande 30 particulière provenant du sol. En variante, le programme informatique peut résider dans la station terrestre et fonctionner sous le contrôle de celle-ci. En variante, des ordres de commande qui mettent à feu les propulseurs peuvent être produits manuellement par la station 35 terrestre et être envoyés sur la liaison montante au satellite sous le contrôle d'un opérateur.

Les diverses caractéristiques et divers avantages

de la présente invention ressortiront plus clairement de la description détaillée présentée ci-après en référence aux dessins annexés, dans lesquels des références numériques identiques désignent les mêmes éléments
5 structuraux et dans lesquels :

la figure 1 illustre des exemples de systèmes conformes aux principes de la présente invention ;

la figure 2 est un organigramme qui illustre un exemple de procédé conforme aux principes de la présente
10 invention ; et

la figure 3 représente une séquence type d'augmentation électrique de l'orbite.

La description présentée ci-après permet de mieux
15 comprendre les principes de la présente invention. Les systèmes de propulsion électriques offrent un avantage notable en ce qui concerne la masse par comparaison à des systèmes de propulsion chimiques. Les systèmes de propulsion électriques fonctionnent en convertissant de
20 l'énergie électrique en quantité de mouvement, généralement en chauffant ou en ionisant un gaz et en l'accéléralant. L'efficacité de la masse de l'agent propulsif dans un dispositif de propulsion électrique est caractérisée par son impulsion spécifique (I_{sp}). Un
25 dispositif de propulsion électrique à I_{sp} plus élevé nécessite une moindre masse d'agent propulsif pour obtenir une impulsion totale donnée. Cependant, un dispositif ayant un I_{sp} plus élevé nécessite également davantage d'énergie pour produire une impulsion totale
30 donnée. De ce fait, le dispositif nécessitera davantage de puissance et/ou davantage de temps pour mener à bien une mission donnée.

Du fait de la nécessité d'équilibrer la masse d'agent propulsif avec la capacité en puissance, il
35 existe une impulsion I_{sp} optimale (et par conséquent un niveau de puissance optimal) pour chaque mission à propulsion électrique. Pour des missions qui utilisent uniquement la propulsion électrique, l'impulsion I_{sp}

optimale dépend de la quantité de puissance disponible utilisable par le dispositif de propulsion électrique. Plus la quantité de puissance disponible est élevée, plus l'impulsion spécifique optimale est élevée.

5 Pendant de nombreuses années, les dispositifs de propulsion électriques étaient utilisés pour le maintien à poste de satellites de télécommunications géostationnaires. Plus récemment, certains fabricants ont pu effectuer des économies de masse supplémentaires
10 en utilisant des dispositifs de propulsion électriques pour une élévation partielle de l'orbite. Cela est désigné sous le nom d'élévation électrique de l'orbite. L'élévation électrique de l'orbite fait croître la masse de la charge utile délivrée en orbite, mais nécessite
15 également un temps de vol plus long. A titre d'exemple, sur une mission de 90 jours, l'élévation électrique d'orbite peut augmenter la masse de la charge utile de plusieurs centaines de kilogrammes. Les paramètres de temps et de puissance sont tous deux déterminants pour
20 l'élévation électrique de l'orbite. Le temps disponible pour l'élévation électrique de l'orbite est limité par les besoins du client, et la quantité d'énergie disponible est limitée par la structure du satellite.

 Un exemple type de mission d'élévation électrique
25 de l'orbite est une mission chimique et électrique mixte comportant une phase initiale d'élévation chimique de l'orbite suivie d'une phase d'élévation d'orbite utilisant la propulsion électrique. Lorsque la quantité d'énergie et le temps disponibles sont soumis à des
30 contraintes externes, la mission chimique-électrique combinée peut être décrite analytiquement en utilisant une équation modifiée de fusée.

 Comme indiqué précédemment, chaque mission à
propulsion électrique est associée à une impulsion I_{sp}
35 optimale. Dans ce cas, l'impulsion I_{sp} optimale rend maximale la charge utile délivrée en orbite. L'impulsion I_{sp} optimale pour une mission d'élévation d'orbite chimique-électrique est approximativement donnée par :

$$I_s^\alpha = \frac{2c_1}{g\eta_v} \tag{1}$$

où c_1 est la vitesse d'expulsion effective du propulseur chimique. Le terme η_v est l'efficacité de planification de la partie électrique de la mission et I_s^α est l'impulsion I_{sp} optimale pour le propulseur électrique. L'efficacité de planification est définie par :

10

$$\eta_v = \frac{\Delta v_{chimique}}{\Delta v_{électrique}}$$

où Δv électrique est le Δv délivré par le propulseur électrique et Δv chimique est la valeur du Δv chimique remplacée par la partie électrique de la mission. L'équation (1) est en elle-même innovante en ce sens qu'elle n'a jamais été présentée dans la littérature générale. On notera que l'équation (1) est une approximation obtenue en résolvant une expression générale sensiblement plus complexe donnant l'impulsion I_{sp} optimale.

La nouveauté de la présente invention provient de la constatation du fait que η_v peut être défini comme étant un paramètre local et qu'une valeur locale peut être associée à un point quelconque donné en orbite. Comme η_v varie en fonction du lieu, il en résulte que l'impulsion spécifique optimale varie également en fonction du lieu. Conformément à la présente invention, il est souhaitable de réguler la poussée du propulseur afin qu'il fonctionne toujours avec le niveau d'impulsion spécifique optimal. Cela exige une régulation de la poussée du propulseur tout au long de l'élévation électrique de l'orbite.

Pour illustrer ce résultat, on a réalisé une simulation d'une mission simple d'élévation électrique de l'orbite. Cette mission est une mission d'élévation électrique de l'orbite lors de laquelle une propulsion

électrique est utilisée pour modifier l'inclinaison d'une orbite circulaire.

Un propulseur est mis à feu en continu dans une direction perpendiculaire au plan de l'orbite et l'orbite finale est une orbite géostationnaire circulaire. On simule un jour d'élévation électrique de l'orbite. La valeur du delta-v chimique nécessaire pour mener à bien cette mission est donnée par :

10
$$\Delta i \approx \Delta v \sqrt{R / \mu}$$

où R est le rayon de l'orbite et μ est la constante de gravitation multipliée par la masse de la Terre ($3,986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$). La valeur de delta-v électrique pour une mission classique à poussée constante est donnée par :

$$\Delta i \approx 2/\pi \sqrt{R/\mu} \Delta v$$

20 L'efficacité de planification moyenne est donnée par le rapport des deux équations mentionnées ci-dessus et conduit à une valeur d'environ 64 %. Avec une puissance de 9000 Watts pour l'élévation électrique de l'orbite, un temps limité à un jour, une efficacité du propulseur électrique de 50 %, et un I_{sp} chimique de 25 310 s, l'impulsion I_{sp} électrique optimale est de 970 s. L'avantage en masse de charge utile correspondante est de 8,57 kg/jour d'élévation électrique de l'orbite.

Bien que l'efficacité de planification moyenne soit 30 de 64 %, l'efficacité de planification locale est fonction de la position orbitale. Dans ce cas, l'efficacité de planification locale est donnée par :

$$\eta_{vlocal} = \frac{2c_1}{\cos\theta}$$

35 où θ est l'angle formé entre la ligne des nœuds et la position orbitale instantanée du satellite. La détermination de la moyenne de cette grandeur sur une

orbite entière donne une efficacité moyenne de 64 %. On a simulé une mission lors de laquelle l'impulsion spécifique du propulseur était amenée à varier continûment de telle façon que :

5

$$c_2 = \frac{2c_1}{\cos\theta}$$

où c_2 est l'impulsion spécifique du propulseur électrique. En utilisant les mêmes hypothèses que dans le cas à poussée fixe (c'est-à-dire sans aucune augmentation de la puissance ou du temps), on obtient un avantage en masse de charge utile de 10,57 kg/jour. Cela représente une augmentation de 23 % des performances sans aucune modification de la puissance ni du temps demandé pour augmenter électriquement l'orbite. Le résultat est résumé dans le tableau ci-après.

15

Tableau 1

Augmentation de la charge utile pour une mission d'élévation électrique de l'orbite à inclinaison seule

20

	Avantage en charge utile pour un jour d'EEO	Amélioration en pour cent
Poussée fixe (art antérieur)	8,57 kg	0 %
Poussée variable (présente invention)	10,57 kg	23 %

Cette simulation simple met en évidence le fait qu'en utilisant des niveaux d'impulsion spécifique variables pendant l'élévation de l'orbite, on peut augmenter la masse de la charge utile délivrée en orbite.

25

Lors de la mise en œuvre de la présente invention, on utilise un système à propulsion électrique variable générée activement pour élever électriquement l'orbite. L'impulsion est augmentée et réduite afin d'augmenter la

30

masse de la charge utile délivrée en orbite. La présente invention fait intervenir une combinaison des caractéristiques suivantes.

La présente invention fait varier la poussée et/ou
5 l'impulsion spécifique du dispositif de propulsion électrique pour faire croître la masse de la charge utile délivrée en orbite. La présente invention régule la poussée et dirige le vaisseau spatial et/ou le propulseur afin de faire croître la masse de la charge
10 utile délivrée en orbite. La présente invention prend en compte la puissance disponible pour le dispositif de propulsion électrique.

La présente invention permet d'intégrer les périodes de vol balistique lorsque le dispositif de
15 propulsion électrique est désactivé. La présente invention peut utiliser un système de gestion de poussée en boucle ouverte ou fermée pour commander le dispositif de propulsion électrique qui fonctionne soit de manière autonome sur un ordinateur embarqué, soit de manière
20 autonome sur un ordinateur au sol produisant des ordres envoyés sur la liaison montante vers le satellite, ou manuellement par un opérateur se trouvant dans la station au sol et qui envoie des ordres émis sur la liaison montante vers le satellite.

25 Compte tenu de ce qui précède, et en se référant aux figures des dessins, la figure 1 illustre des exemples de systèmes 10 conformes aux principes de la présente invention. Les exemples de systèmes 10 comprennent un satellite 11 comportant un ordinateur
30 embarqué 12, un ou plusieurs panneaux solaires 13, une liaison de télécommunications 14, un ou plusieurs dispositifs de propulsion chimiques 15, et un ou plusieurs dispositifs de propulsion électriques 16. Un lanceur est utilisé pour emporter le satellite 11 de la
35 Terre vers une orbite de transfert. Une station terrestre 20 ayant un ordinateur 21 et une liaison de télécommunications 22 est utilisée pour communiquer avec le satellite 11.

Un programme informatique 17 est de préférence
utilisé soit dans le satellite 11, soit dans la station
terrestre 20 qui met à feu l'un sélectionné des
dispositifs de propulsion chimiques 15 pour élever
5 l'orbite du satellite 11 de l'orbite de transfert à une
orbite intermédiaire. Le programme informatique 17 est
ensuite utilisé pour mettre à feu l'un sélectionné des
dispositifs de propulsion électriques 16 afin d'élever
l'orbite du satellite 11 de l'orbite intermédiaire à
10 l'orbite géosynchrone finale. Le programme informatique
17 a pour fonction de réguler la poussée des propulseurs
à propulsion électrique 16 afin de produire des niveaux
de poussée variables de manière à ce qu'ils fonctionnent
à un niveau d'impulsion spécifique optimal afin
15 d'optimiser la masse du satellite 11 délivré en orbite.

Dans un mode de réalisation du système 10, le
programme informatique 17 réside sur l'ordinateur
embarqué 12 et fonctionne sans commande particulière
provenant du sol. Selon un autre mode de réalisation du
20 système 10, le programme informatique 10 réside dans la
station terrestre 20 et fonctionne sous le contrôle de
la station terrestre 20. Dans un autre mode de
réalisation du système 10, des ordres de commande qui
mettent à feu les propulseurs 15, 16 sont produits
25 manuellement dans la station terrestre 20 au moyen du
programme informatique 17 et envoyés sur la liaison
montante vers le satellite 11.

Le programme informatique 17 calcule une impulsion
spécifique optimale pour le lancement en orbite du
30 satellite 11 en utilisant les dispositifs de propulsion
chimiques et électriques 15, 16 conformément à
l'équation suivante :

$$C_{\text{optimal}} = \frac{2c_1}{\eta_v}$$

35

où c_1 est l'impulsion spécifique du dispositif de
propulsion chimique 15 sélectionné, η_v est l'efficacité

de planification pour une partie du lancement utilisant le dispositif de propulsion électrique 16 sélectionné, et $C_{optimal}$ est l'impulsion spécifique optimale pour le dispositif de propulsion électrique 16 sélectionné.

5 L'efficacité de planification utilisée par le programme informatique 17 est donnée par l'équation suivante :

$$\eta_v = \frac{\Delta v_{chimique}}{\Delta v_{électrique}}$$

10

où delta-v électrique est la valeur de delta-v délivrée par le dispositif de propulsion électrique sélectionné 16 et delta-v chimique est la valeur du delta-v chimique remplacée par la partie de la mission qui utilise le

15 dispositif de propulsion électrique 16 sélectionné.

La présente invention peut utiliser l'un des dispositifs de propulsion électriques suivants 16 : un dispositif de propulsion électrique à poussée variable continûment 16 ; un dispositif de propulsion électrique

20 à "deux modes" 16 ayant deux régimes de fonctionnement distincts : une impulsion spécifique élevée et faible ; un dispositif de propulsion électrique à modes multiples 16 ayant plus de deux régimes de fonctionnement distincts ; un propulseur à Effet Hall à poussée

25 variable continûment (par exemple le système SPT) ; un propulseur à Effet Hall à deux modes 16 ayant deux régimes de fonctionnement distincts : un régime à haute tension et un régime à basse tension ; ou un propulseur à Effet Hall à modes multiples 16.

30 La figure 2 est un organigramme qui illustre un exemple de procédé 30 conforme aux principes de la présente invention. Le procédé 30 a pour fonction de lancer un satellite 11 en orbite en optimisant la masse du satellite 11 délivré en orbite. Le procédé 30

35 comprend les étapes suivantes indiquées ci-après.

Un satellite 11 emportant un ou plusieurs dispositifs de propulsion chimiques 15 et un ou

plusieurs dispositifs de propulsion électriques 16 est
lancé en 31 sur une orbite de transfert au moyen d'un
lanceur. L'un sélectionné des dispositifs de propulsion
chimiques est mis à feu en 32 pour élever l'orbite du
5 satellite 11 de l'orbite de transfert à une orbite
intermédiaire. Un ou plusieurs sélectionnés des
dispositifs de propulsion électriques 16 est mis à feu
en 33 pour élever l'orbite du satellite 11 de l'orbite
intermédiaire à une orbite géosynchrone finale à
10 laquelle ces un ou plusieurs propulseur(s) électrique(s)
16 est ou sont mis à feu afin de produire des niveaux de
poussée variables de manière à ce qu'ils fonctionnent à
un niveau d'impulsion spécifique optimal pour optimiser
la masse du satellite 11 délivré en orbite. Cette
15 séquence d'élévation de l'orbite est illustrée sur la
figure 3. Des manœuvres de correction et des mises à feu
de manœuvres d'apogée (AMF) représentées sur la figure 3
sont effectuées au moyen des dispositifs de propulsion
chimiques 15.

20 Lors de certaines missions, les dispositifs de
propulsion électriques 16 peuvent délivrer le satellite
11 sur une orbite pratiquement géosynchrone à la fin de
l'étape 33. Dans ce cas, un dispositif de propulsion
chimique sélectionné 15 est mis à feu pour placer le
25 satellite 11 sur son orbite finale.

Lors de certaines missions, le véhicule de
lancement peut être utilisé pour délivrer directement le
satellite 11 sur une orbite de départ intermédiaire et
le dispositif de propulsion électrique 16 peut ensuite
30 être utilisé pour atteindre l'orbite finale. Dans ce
cas, l'étape 32 est omise. Le procédé général de calcul
du niveau d'impulsion spécifique optimal qui inclut
l'équation (1), reste valable pour l'étage supérieur du
véhicule de lancement qui joue le rôle de dispositif de
35 propulsion chimique (propulseur).

On a donc décrit des systèmes et des procédés qui
utilisent des niveaux de poussée variables lors de
l'élévation électrique de l'orbite afin d'optimiser la

masse de la charge utile délivrée en orbite. Il est à noter que les modes de réalisation décrits ont été proposés à titre non limitatif d'illustration et que de nombreux modes de réalisation particuliers mettant en œuvre les principes de la présente invention peuvent être envisagés. A titre d'exemple, on notera que la présente invention ne s'applique pas seulement à des missions d'élévation de l'orbite, mais peut également être appliquée à une mission quelconque à propulsion chimique-électrique combinée lors de laquelle il est possible de déterminer une planification et une efficacité locales. Il est clair que de nombreuses autres formes de réalisation pourront être envisagées par les spécialistes de la technique sans qu'ils s'écartent du cadre de l'invention.

REVENDECATIONS

1. Procédé de lancement d'un satellite en orbite qui optimise la masse du satellite délivrée en orbite, comprenant les étapes de :

lancement d'un satellite emportant un ou plusieurs dispositifs de propulsion chimiques et un ou plusieurs dispositifs de propulsion électriques sur une orbite de transfert en utilisant un véhicule de lancement ;

mise à feu d'un dispositif de propulsion chimique sélectionné pour élever l'orbite du satellite de l'orbite de transfert à une orbite intermédiaire ; et

mise à feu d'un dispositif de propulsion électrique sélectionné pour élever l'orbite du satellite de l'orbite intermédiaire à une orbite géosynchrone finale à laquelle le dispositif de propulsion électrique sélectionné est soumis à une régulation de la poussée pour produire des niveaux de poussée variables afin de fonctionner à un niveau d'impulsion spécifique optimal pour optimiser la masse du satellite délivré en orbite.

2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel l'impulsion spécifique optimale pour le lancement du satellite en orbite lorsqu'on utilise des dispositifs de propulsion chimiques et électriques est donnée par l'équation suivante :

$$C_{optimal} = \frac{2c_1}{\eta_v},$$

où c_1 est l'impulsion spécifique du dispositif de propulsion chimique sélectionné, η_v est une efficacité de planification pour une partie du lancement utilisant le dispositif de propulsion électrique sélectionné, et $C_{optimal}$ est l'impulsion spécifique optimale pour le dispositif de propulsion électrique sélectionné.

3. Procédé selon la revendication 2, dans lequel l'efficacité de planification est donnée par l'équation suivante :

5
$$\eta_v = \frac{\Delta v_{chimique}}{\Delta v_{électrique}}$$

où delta-v électrique est le delta-v délivré par le dispositif de propulsion électrique sélectionné et delta-v chimique est la valeur de delta-v chimique
10 remplacée par la partie de la mission qui utilise le dispositif de propulsion électrique sélectionné.

4. Procédé selon la revendication 1, dans lequel le dispositif de propulsion électrique
15 sélectionné est soumis à une régulation de la poussée tout au long de l'élévation électrique de l'orbite.

5. Procédé selon la revendication 1, dans lequel l'impulsion spécifique du dispositif électrique
20 sélectionné est soumise à une augmentation et à une diminution dans le but de faire croître la masse du satellite délivré en orbite.

6. Procédé selon la revendication 1, dans lequel le dispositif de propulsion électrique
25 sélectionné est sélectionné dans un groupe comprenant un dispositif de propulsion électrique à poussée variable continûment, un dispositif de propulsion électrique à deux modes ayant deux régimes de fonctionnement
30 distincts comprenant une impulsion spécifique élevée et faible, un dispositif de propulsion électrique à modes multiples ayant plus de deux régimes de fonctionnement distincts, un propulseur à Effet Hall à poussée variable continûment, un propulseur à Effet Hall à deux modes
35 ayant deux régimes de fonctionnement distincts comprenant une haute tension et une basse tension, et un propulseur à Effet Hall à modes multiples.

7. Procédé selon la revendication 1, dans lequel l'étape de mise à feu d'un dispositif de propulsion électrique sélectionné fait varier la poussée et/ou l'impulsion spécifique du dispositif de propulsion électrique sélectionné afin de faire croître la masse du satellite délivré en orbite.

8. Procédé selon la revendication 1, dans lequel la mise à feu du dispositif de propulsion électrique sélectionné est réalisée afin d'effectuer une gestion du niveau de poussée en utilisant un ordinateur embarqué sur le satellite.

9. Procédé selon la revendication 1, dans lequel la mise à feu du dispositif de propulsion électrique sélectionné est réalisée afin d'effectuer une gestion du niveau de poussée en utilisant un ordinateur au sol qui émet des ordres qui sont envoyés sur la liaison montante vers le satellite.

10. Procédé selon la revendication 1, dans lequel la mise à feu du dispositif de propulsion électrique sélectionné est réalisée manuellement par un opérateur qui effectue une gestion du niveau de poussée dans une station au sol et envoie des ordres qui sont émis sur la liaison montante vers le satellite.

11. Procédé de lancement d'un satellite en orbite qui optimise la masse du satellite délivré en orbite, comprenant les étapes de :

lancement d'un satellite emportant un ou plusieurs dispositifs de propulsion chimiques et un ou plusieurs dispositifs de propulsion électriques sur une orbite de transfert au moyen d'un véhicule de lancement ;

mise à feu d'un dispositif de propulsion chimique sélectionné pour élever l'orbite du satellite

de l'orbite de transfert à une orbite intermédiaire ;
mise à feu d'un dispositif de propulsion
électrique sélectionné pour élever l'orbite du satellite
de l'orbite intermédiaire à une orbite pratiquement
5 géosynchrone, le dispositif de propulsion électrique
sélectionné étant soumis à une régulation du niveau de
poussée afin de produire des niveaux de poussée
variables de manière à ce qu'il fonctionne à un niveau
d'impulsion spécifique optimal pour optimiser la masse
10 du satellite délivré en orbite ; et
mise à feu d'un dispositif de propulsion
chimique sélectionné afin de placer le satellite sur son
orbite géostationnaire finale.

12. Procédé de lancement d'un satellite en
15 orbite qui optimise la masse du satellite délivré en
orbite, comprenant les étapes de :

lancement d'un satellite emportant un ou
plusieurs dispositifs de propulsion chimiques et un ou
20 plusieurs dispositifs de propulsion électriques sur une
orbite intermédiaire en utilisant un véhicule de
lancement ; et

mise à feu d'un dispositif de propulsion
électrique sélectionné afin d'élever l'orbite du
25 satellite de l'orbite intermédiaire à une orbite
géosynchrone finale, le dispositif de propulsion
électrique sélectionné étant soumis à une régulation du
niveau de poussée afin de produire des niveaux de
poussée variables de manière à ce qu'il fonctionne à un
30 niveau d'impulsion spécifique optimal pour optimiser la
masse du satellite délivré en orbite.

13. Appareil qui optimise la masse d'un
satellite délivré en orbite, comprenant :

35 un satellite comportant un ordinateur
embarqué, un ou plusieurs panneaux solaires, une liaison
de télécommunications, un ou plusieurs dispositifs de
propulsion chimiques et un ou plusieurs dispositifs de

propulsion électriques ;
un véhicule de lancement utilisé pour lancer le satellite de la Terre vers une orbite de transfert ;
une station terrestre comportant un ordinateur et une liaison de télécommunications utilisée
5 pour communiquer avec le satellite ; et
un programme informatique qui met à feu le dispositif de propulsion chimique sélectionné pour élever l'orbite du satellite de l'orbite de transfert à
10 une orbite intermédiaire, et met à feu un dispositif de propulsion électrique sélectionné pour élever l'orbite du satellite de l'orbite intermédiaire à une orbite géosynchrone finale, et régule la poussée du dispositif de propulsion électrique sélectionné afin de produire
15 des niveaux de poussée variables de manière à ce qu'il fonctionne à un niveau d'impulsion spécifique optimal pour optimiser la masse du satellite délivré en orbite.

14. Appareil selon la revendication 13, dans
20 lequel le programme informatique réside sur l'ordinateur embarqué du satellite.

15. Appareil selon la revendication 13, dans lequel le programme informatique réside dans une station
25 terrestre.

16. Appareil selon la revendication 13, dans lequel l'impulsion spécifique optimale pour lancer le satellite en orbite en utilisant des dispositifs de
30 propulsion chimiques et électriques est donnée par l'équation :

$$C_{optimal} = \frac{2c_1}{\eta_v}$$

35 où c_1 est l'impulsion spécifique du dispositif de propulsion chimique sélectionné, η_v est une efficacité de planification pour une partie du lancement qui utilise

distincts, un propulseur à effet Hall à poussée variable
continûment, un propulseur à effet Hall à deux modes
ayant deux régimes de fonctionnement distincts,
comprenant une haute tension et une basse tension, et un
5 propulseur à effet Hall à modes multiples.

21. Appareil qui optimise la masse d'un
satellite délivré en orbite, comprenant :

un satellite comportant un ordinateur
10 embarqué, un ou plusieurs panneaux solaires, une liaison
de télécommunications, un ou plusieurs dispositifs de
propulsion chimiques, et un ou plusieurs dispositifs de
propulsion électriques ;

un véhicule de lancement utilisé pour lancer
15 le satellite de la Terre vers une orbite de transfert ;

une station terrestre comportant un
ordinateur et une liaison de télécommunications utilisée
pour communiquer avec le satellite ; et

un programme informatique qui met à feu un
20 dispositif de propulsion chimique sélectionné pour
élever l'orbite du satellite de l'orbite de transfert à
une orbite intermédiaire, qui met à feu un dispositif de
propulsion électrique sélectionné pour élever l'orbite
du satellite de l'orbite intermédiaire à une orbite
25 pratiquement géosynchrone, et régule la poussée du
dispositif de propulsion électrique sélectionné afin de
produire des niveaux de poussée variables de manière à
ce qu'il fonctionne à un niveau d'impulsion spécifique
optimal pour optimiser la masse du satellite délivré en
30 orbite, et qui met à feu un dispositif de propulsion
chimique sélectionné pour placer le satellite sur son
orbite géostationnaire finale.

22. Appareil qui optimise la masse d'un
35 satellite délivré en orbite, comprenant :

un satellite comportant un ordinateur
embarqué, un ou plusieurs panneaux solaires, une liaison
de télécommunications, un ou plusieurs dispositifs de

propulsion chimiques, et un ou plusieurs dispositifs de propulsion électriques ;

un véhicule de lancement utilisé pour lancer le satellite de la Terre vers une orbite intermédiaire ;

5 une station terrestre comportant un ordinateur et une liaison de télécommunications utilisée pour communiquer avec le satellite ; et

10 un programme informatique qui met à feu un dispositif de propulsion électrique sélectionné pour augmenter l'orbite du satellite de l'orbite intermédiaire à une orbite géosynchrone finale, et régule la poussée du dispositif de propulsion électrique sélectionné afin de produire des niveaux de poussée variables de manière à ce qu'il fonctionne à un niveau
15 d'impulsion spécifique optimal pour optimiser la masse du satellite délivré en orbite.

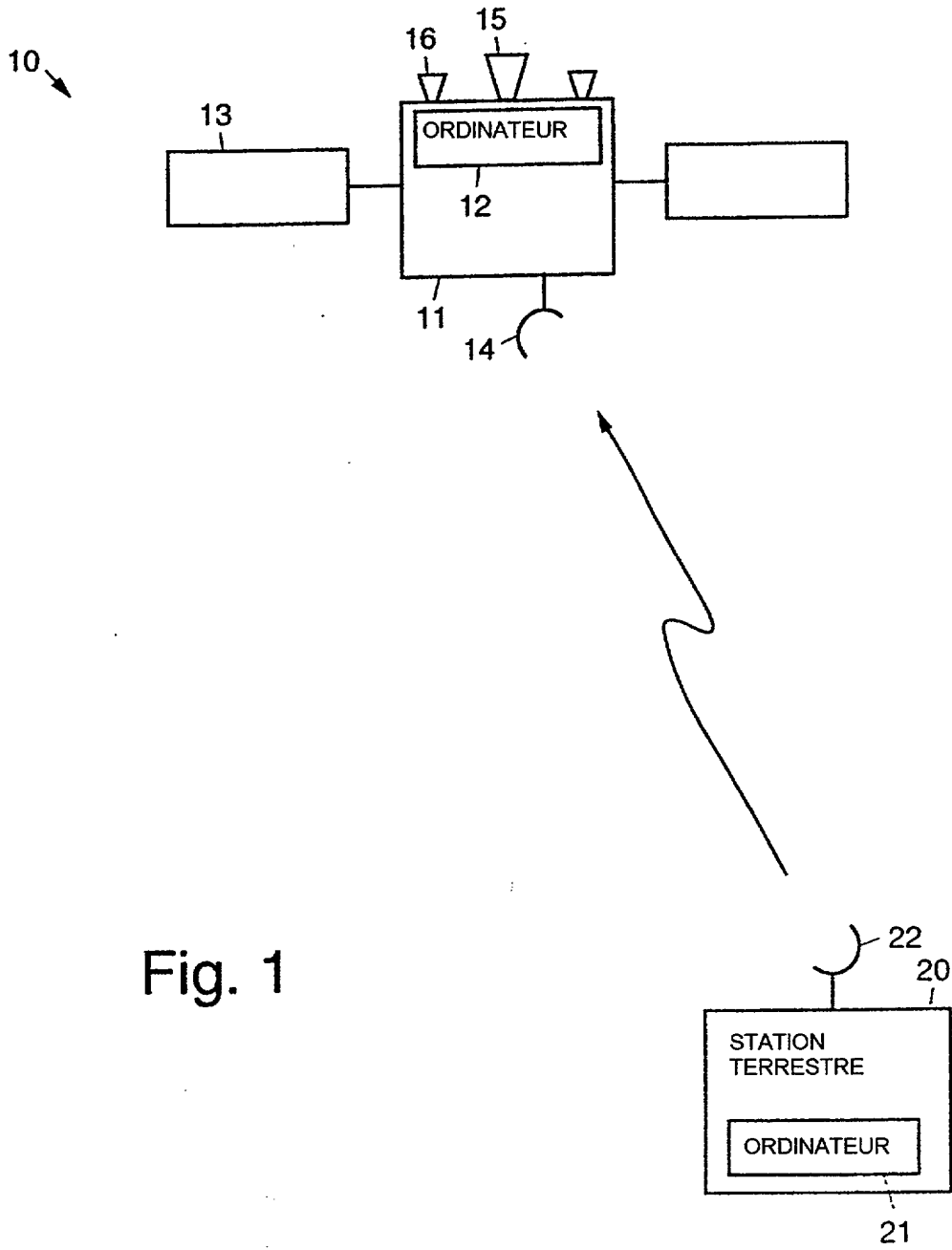
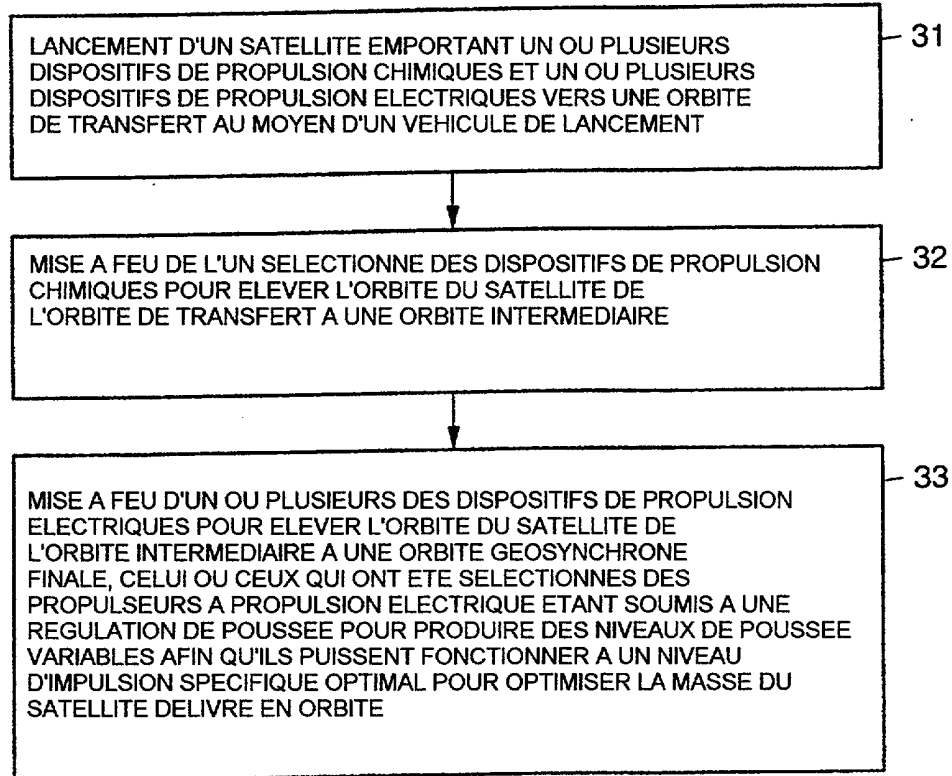


Fig. 2

30
↓

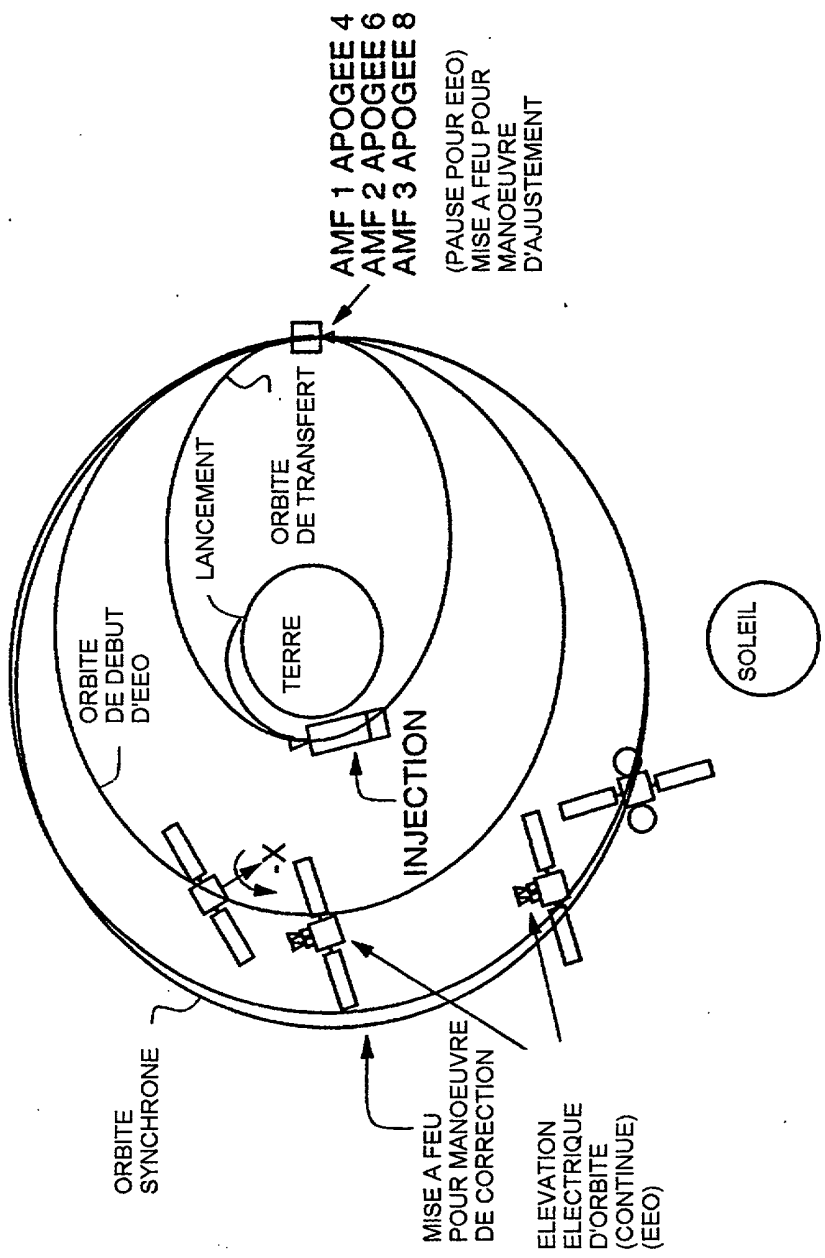


Fig. 3