

A1

**DEMANDE
DE BREVET D'INVENTION**

②①

N° 80 18918

⑤④ Procédé de changement d'orbite d'un satellite, notamment d'injection en orbite géostationnaire et satellite mettant en œuvre ledit procédé.

⑤① Classification internationale (Int. Cl. ³). **B 64 G 1/24.**

②② Date de dépôt 2 septembre 1980.

③③ ③② ③① Priorité revendiquée :

④① Date de la mise à la disposition du
public de la demande B.O.P.I. — « Listes » n° 15 du 16-4-1982.

⑦① Déposant : Société anonyme dite : SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE AEROSPATIALE,
résidant en France.

⑦② Invention de : André Mortelette.

⑦③ Titulaire : *Idem* ⑦①

⑦④ Mandataire : Rinuy, Santarelli,
14, av. de la Grande-Armée, 75017 Paris.

1.

L'invention a pour objet tant un procédé de changement d'orbite d'un satellite et notamment le passage d'une orbite fortement elliptique à une orbite circulaire éventuellement géosynchrone et d'inclinaison différente, qu'un dispositif de mise en oeuvre dudit procédé.

Pour mettre une charge utile en orbite, notamment géosynchrone, une fusée multi-étage place celle-ci sur une orbite elliptique dite de transfert dont le périégée est au voisinage de l'altitude de culmination de la fusée soit quelques centaines de kilomètres dont l'apogée se trouve approximativement à l'altitude ultérieure de révolution et dont l'inclinaison est généralement différente de celle de l'orbite finale, car elle dépend de la latitude du point de lancement.

Le changement d'orbite se fait par accroissement de la vitesse du satellite au voisinage immédiat de l'apogée de l'orbite de transfert, accroissement obtenu grâce à la poussée d'un moteur dit d'apogée qui en un temps très bref produit une quantité de mouvement importante. Cette manoeuvre est unique ; elle est toutefois complétée par des petites corrections fournies par les tuyères auxiliaires. Il est également possible, à partir de l'altitude de culmination de la fusée, à l'aide d'une poussée permanente très faible, de mettre le satellite sur une orbite en forme de spirale ce qui correspond à des accroissements lents de la vitesse et de l'altitude jusqu'à obtention des conditions finales.

La première méthode connue sous le nom de transfert de Hohmann est d'autant plus efficace que l'accroissement de vitesse est bref, ce qui a conduit à utiliser des moteurs à propergols solides dont la durée de combustion est de quelques secondes ; elle a pour inconvénient de créer une accélération importante qui peut être dimensionnante pour les structures mécaniques, et de provoquer des échauffements importants qui nécessitent des protections particulières.

Ces inconvénients sont atténués en utilisant des moteurs de poussée moindre, ce qui est le cas des moteurs à propergols liquides, le ou les carburants pouvant être

2.

prélevés dans des réservoirs alimentant également les moteurs de contrôle angulaire dit contrôle d'attitude ainsi que les moteurs de maintien à poste, moteurs dits de contrôle d'orbite.

5 Ce procédé connu nécessite un propulseur spécifique à la mise en orbite et conduit à des accélérations qui peuvent être encore incompatibles avec la tenue mécanique de certains éléments structuraux, en particulier des
10 appendices tels qu'antennes de grandes dimensions, panneaux solaires, mâts.

L'autre méthode précitée utilise des moteurs à effet magnéto-hydrodynamique appelés propulseurs électriques et générant des accélérations très faibles ; la
15 durée de parcours de l'orbite spiralée est alors très importante, plusieurs mois, ce qui entraîne une perte de temps et une durée de passage dans les zones de rayonnement intense entourant la terre connues sous le nom de ceintures de Van Allen qui est grande et provoque des dégradations du véhicule, en particulier, aux photopiles des générateurs
20 d'électricité.

Ce procédé a été longuement étudié par l'ancienne organisation européenne de construction des lanceurs, l'ELDO, dans les années 1960-1970. Il est bien décrit dans le document de Monsieur K.R. Schreitmüller du Deutsche Forschung
25 und Versuchsanstalt für Luft und Raumfahrt, intitulé "Bahnübergänge auf die geostationäre Bahn mit Hilfe solar - elektrischer Systeme". Il existe également des études américaines, parmi les plus connues, on peut citer :

- 30 - Optimal guidance and mechanics of low thrust spiral trajectories by R.A. Jacobson - thèse de doctorat en philosophie soutenue en 1972 à l'université du Michigan.
- Optimal low thrust geocentric transfer by Edelbaum and al A.I.A.A. Paper 73.104 et 74.801.
- Low thrust trajectory analysis for the geosynchronous
35 mission by Thomas Jasper - A.I.A.A. 73.1072.
- Solar electric propulsion for the satellite transport into a geostationary orbit by Scharf and al A.I.A.A. 72.505.

Tous ces procédés ont pour inconvénient de

3.

nécessiter des moyens spécifiques à cette phase de vol qui en fait constitue une période très courte de la vie du satellite, ce qui entraîne une augmentation de masse, soulève des problèmes d'implantation et de tenue mécanique, engendre
5 des échauffements locaux et enfin diminue la fiabilité du véhicule.

La présente invention a pour objet un procédé de changement d'orbite utilisant non pas des propulseurs spécifiques, mais ceux indispensables au contrôle d'orbite et
10 d'attitude durant la vie opérationnelle du satellite.

En particulier, tout satellite géostationnaire doit avoir des propulseurs capables de le maintenir à longitude fixe, ce qui nécessite de lui fournir des accélérations suivant la tangente à l'orbite dans les deux
15 sens possibles, c'est-à-dire suivant les directions Est-Ouest et Ouest-Est.

Il pourra être fait également usage des propulseurs de correction d'inclinaison dont la poussée est dirigée suivant la ligne Nord-Sud ainsi que les propulseurs
20 de contrôle de l'attitude qui fournissent des couples autour des trois axes du véhicule.

Ces propulseurs ayant des poussées faibles, il n'est pas possible de procéder à un transfert de Hohmann unique, mais par contre, il est possible de les actionner
25 lorsque le satellite est entièrement déployé : antennes, panneaux solaires, mâts, etc.

Le procédé conforme à l'invention consiste à viser avec le lanceur une orbite de transfert dont l'apogée est voisin de la valeur finale souhaitée et à fournir au
30 voisinage des apogées successifs des incréments de vitesse, de direction et de module parfaitement définis de façon à remonter l'altitude des périgés. Après quelques révolutions, l'orbite définitive est atteinte. Certes, la somme des incréments de vitesse est légèrement supérieure à un
35 incrément unique tel que nécessité par le transfert de Hohmann unique. Mais il est à noter que si les différents incréments sont suffisamment brefs pour que la direction de la vitesse reste voisine de la tangente, alors il y a

4.

équivalence au point de vue énergétique entre les deux procédés, et le bilan de masse global est favorable au procédé, objet de la présente invention car il y a économie du matériel nécessaire à la mise en oeuvre des poussées, en particulier il y a suppression du moteur d'apogée et réduction des structures résultant de la réduction des accélérations. De même, il n'est plus nécessaire d'utiliser de capteur d'attitude et des moyens de contrôle d'attitude spécifiques à cette phase de vol.

D'autres caractéristiques, avantages et particularités de la présente invention ressortiront de la description d'un mode de réalisation possible de l'invention, pris à titre d'exemple préférentiel non limitatif, et illustré schématiquement sur les dessins annexés, sur lesquels :

- la figure 1 montre une mise en orbite géostationnaire de conception classique actuelle, avec incrémentation de la vitesse en un seul point ;
- la figure 2 montre une montée à l'aide d'une trajectoire spiroïdale à l'aide d'un accroissement de vitesse très faible mais continu ;
- la figure 3 montre une mise en orbite par application du procédé conforme à la présente invention ; et
- la figure 4 représente très schématiquement une façon d'implanter les tuyères nécessaires au contrôle d'attitude et d'orbite ainsi que les équipements de détection d'attitude qui sont nécessaires à la mise en oeuvre du procédé conforme à l'invention.

On va tout d'abord très brièvement décrire les deux méthodes classiques actuellement utilisées pour placer un satellite sur une orbite circulaire.

Sur la figure 1, qui schématise les différentes manoeuvres de Hohmann, on distingue la phase de lancement 1 durant laquelle la fusée place le satellite sur une orbite circulaire basse, puis la phase de transfert 2 durant laquelle le satellite est injecté, grâce à un accroissement de vitesse au périgée, sur une orbite elliptique dont l'apogée correspond à l'altitude finale recherchée et où un

5.

second accroissement de vitesse 3 injecte le satellite sur l'orbite circulaire finale 4. Les parties référencées 5 et 6 schématisent les zones de radiations intenses connues sous le nom de ceintures de Van Allen.

5 Sur la figure 2, qui montre une montée à l'aide d'une trajectoire spiroïdale grâce à un accroissement de vitesse très faible mais continu, on distingue la phase de lancement 1, la phase de transfert 2 qui est constituée par la trajectoire spiroïdale proprement dite. En 3 a lieu la
10 dernière manoeuvre permettant d'injecter le satellite sur l'orbite circulaire finale 4. En 5 et 6 sont schématisées les ceintures de Van Allen.

On n'insistera pas ici sur les inconvénients des deux méthodes de changement d'orbite actuellement connues,
15 qui ont été exposés précédemment.

On va maintenant décrire une mise en orbite par application du procédé conforme à la présente invention en se référant à la figure 3.

Après la phase de lancement 1, le satellite est
20 mis sur une première demi-orbite elliptique 2 vers l'apogée de laquelle est délivré un incrément de vitesse 3A. Le satellite décrit alors une seconde orbite elliptique 4A ayant un périhélie nettement plus élevé et un apogée très légèrement plus élevé. Un nouvel incrément de vitesse 3B est délivré au
25 nouvel apogée, ce qui place le véhicule sur une nouvelle orbite elliptique 4B ayant un périhélie nettement plus élevé et un apogée légèrement plus élevé que celui de la précédente orbite. On procède ainsi de suite jusqu'à l'orbite elliptique 4N dont l'apogée correspond à l'altitude finale recherchée
30 permettant de placer le véhicule sur son orbite circulaire définitive 4.

Comme sur les figures précédentes, les ceintures de Van Allen sont schématisées en 5 et 6.

Chacune des manoeuvres indiquées peut être
35 effectuée hors du plan orbital de façon à modifier l'inclinaison progressivement jusqu'à atteindre l'inclinaison finale.

Il est à noter que les manoeuvres de changement

6.

d'orbites successives sont conçues pour que la dernière manoeuvre positionne le véhicule à son point final.

5 Lorsque les changements d'orbites considérés sont un transfert entre une orbite basse et une orbite géosynchrone, les manoeuvres sont conçues pour amener en même temps le véhicule à l'anomalie définitive, la dernière manoeuvre consiste à annuler la vitesse en ce point.

10 Il est important de rappeler, par ailleurs, que le procédé selon l'invention n'utilise pas de propulseurs spécifiques, comme dans les méthodes antérieures, mais ceux indispensables au contrôle d'orbite et d'attitude durant la vie opérationnelle du satellite.

15 Comme on l'a vu précédemment, les propulseurs en question ayant des poussées faibles, il n'est pas possible de procéder à un transfert de Hohmann unique, mais il est possible de les actionner lorsque le satellite est entièrement déployé, ce qui présente un avantage du procédé conforme à l'invention.

20 Avant de procéder à la description détaillée de la manière d'implanter les tuyères nécessaires au contrôle d'attitude et d'orbite ainsi que les équipements de détection d'attitude qui sont nécessaires à la mise en oeuvre du procédé selon l'invention, on va procéder à une description énergétique de l'invention.

25 En première approximation, le mouvement d'un satellite terrestre est régi par les lois du mouvement sous l'action de l'attraction newtonienne de la terre seule, dont une des caractéristiques principales est que la longueur du grand axe dépend de l'énergie totale fournie au véhicule ;
30 c'est pourquoi la façon la plus efficace de changer ce demi grand axe et ainsi d'élever l'altitude du satellite est d'augmenter la valeur de la vitesse ce qui conduit aux manoeuvres de Hohmann telles que schématisées sur la figure 1 où la fusée place le satellite sur une orbite circulaire
35 basse puis l'injecte grâce à un accroissement de vitesse au périgée sur une orbite elliptique dont l'apogée correspond à l'altitude finale recherchée, et où un second accroissement de vitesse l'injecte sur l'orbite circulaire finale.

7.

A titre d'information, pour un lancement à partir du centre spatial américain de Cap Kennedy et pour atteindre une orbite géostationnaire à inclinaison nulle et en partant d'un périégée à 180 km d'altitude, l'accroissement de vitesse doit être de 1750 m/s environ à l'apogée.

Au départ du centre spatial guyanais, avec une fusée Ariane plaçant le satellite à un périégée de 200 km, il faut à l'apogée un incrément d'environ 1530 m/s pour obtenir la même orbite finale.

On démontre facilement par des considérations énergétiques simples que ce transfert peut être décomposé en différents transferts de Hohmann intermédiaires sans changer la fourniture totale d'énergie ; c'est-à-dire l'accroissement de vitesse.

Dans le cas plus réaliste où il est tenu compte des effets gravitationnels de la lune et du soleil, des anomalies du potentiel terrestre, des effets aérodynamiques, magnétiques et électriques d'origine terrestre, il est possible de vérifier par intégration pas à pas des équations des forces que les conclusions précédentes restent valables.

En outre, le choix judicieux de la succession des incréments peut tenir compte d'autres critères. Par exemple, on peut minimiser le temps d'évolution dans des tranches d'altitude données, choisies comme pouvant symboliser les zones de radiations intenses connues sous le nom de ceintures de Van Allen ; on peut optimiser également et en même temps la longitude de la position finale du satellite de façon à éliminer la phase dite de dérive dans les mises en orbite classiques. Ceci permet une économie notable de temps et de carburant.

A titre d'exemple voici les manoeuvres qui, au départ du centre de lancement de Guyane, permettent d'atteindre une longitude finale voisine de 20° Ouest en moins de 10 jours, en séjournant moins de 10 heures dans les ceintures de radiation de Van Allen, celles-ci étant schématisées par la tranche d'altitude de 1872 km à 3752 km qui représente la zone à haute densité de protons et la tranche d'altitude de 17 262 km à 23 262 km qui représente la

zone à haute densité d'électrons.

- Première apogée : incrément de vitesse 262 m/s en 2 h 59 min
- Deuxième apogée : incrément de vitesse 255 m/s en 2 h 37 min
- Troisième apogée : incrément de vitesse 252 m/s en 2 h 22 min
- Quatrième apogée : incrément de vitesse 251 m/s en 2 h 09 min
- Cinquième apogée : incrément de vitesse 251 m/s en 1 h 59 min
- Sixième apogée : pas de manoeuvre
- Septième apogée : incrément de vitesse 96 m/s en 43 min
- Huitième apogée : pas de manoeuvre
- Neuvième apogée : incrément de vitesse 77 m/s en 43 min
- Dixième apogée : incrément de vitesse 76 m/s en 52 min
- Onzième apogée : incrément de vitesse 4 m/s en 1 min
- Douzième apogée : incrément de vitesse 0,03 m/s en 55 secondes.

Durée totale de l'opération : 9 jours et 12 heures

Temps passé dans les zones de radiation : 9 heures 30 minutes

Longitude finale : 20° Ouest

Total des incréments de vitesse : 1544,03 m/s.

Les orbites correspondantes sont tracées sur la figure 3.

Pour changer le plan de l'orbite par rapport à celui de l'orbite initiale, il faut donner aux vitesses énumérées ci-dessus la même orientation hors du plan de l'ellipse qui serait nécessaire dans un transfert de Hohmann.

En ce qui concerne les moyens pour la mise en oeuvre du procédé conforme à l'invention, il est important de noter que dès la mise en orbite de transfert 2, le satellite pourra être mis en configuration quasi définitive, c'est-à-dire que les panneaux solaires, les antennes, les mâts, ... seront développés et l'attitude par rapport au soleil sera acquise. Dès lors les alimentations électriques et les

conditionnements thermiques seront en configuration opérationnelle.

Ensuite, l'acquisition de la terre par les senseurs terrestres sera réalisée par des moyens classiques, c'est-à-dire pré-acquisition à partir de données précalculées et en pilotant le véhicule en vitesse suivant les indications des gyromètres, puis acquisition fine avec les senseurs terrestres.

Ainsi, dès le début de l'orbite de transfert 2, le satellite aura l'attitude définitive suivante représentée sur la figure 4 :

- l'axe OZ suivant la direction satellite/terre est le futur axe de roulis ; il est pointé vers le centre de la terre par des détecteurs terrestres infrarouges 7, ou vers une balise par un détecteur radiofréquence 8, ou les deux ;

- l'axe OY qui correspond à la normale aux faces non équipées de panneaux solaires est dans le plan de l'orbite ; le troisième axe OX se déduit alors immédiatement. Dans le cas d'un lancement depuis le centre spatial guyanais, l'inclinaison du plan de l'orbite varie au cours de manoeuvres de 10° à 0° donc la direction de l'axe de rotation 9 des panneaux solaires 10 par rapport à la direction idéale Nord-Sud évolue de 10° à 0° de la même façon.

La poussée suivant la direction normale à la face Est 11 du satellite sera obtenue par activation de quatre tuyères 12 de contrôle d'orbite et d'attitude situées sur cette face. Pour éviter de fournir des couples parasites lors de cette poussée, ces quatre poussées seront contrôlées et modulées en fonction des informations d'attitude ou de vitesse angulaire pendant la combustion. Par ce moyen, il est possible de contrôler la direction de la poussée sans avoir recours à des efforts latéraux complémentaires donc sans dépense énergétique supplémentaire.

Il ressort donc bien que les moteurs utilisés pour le transfert d'orbite sont également utilisés, tout au moins pour certains d'entre eux, pour contrôler l'attitude et/ou l'orbite durant la vie opérationnelle du véhicule.

Il est bien entendu que la présente invention n'a

10.

été décrite et représentée qu'à titre d'exemple préférentiel et qu'on pourra apporter des équivalences dans ses éléments constitutifs sans pour autant sortir du cadre de ladite invention, lequel est défini dans les revendications annexées.

5

REVENDICATIONS

1. - Procédé de changement d'orbite d'un véhicule spatial permettant notamment le passage d'une orbite fortement elliptique à une orbite circulaire éventuellement géosynchrone et d'inclinaison différente, procédé caractérisé en ce qu'il consiste :
- à viser (1) avec le lanceur une orbite de transfert (2) dont l'apogée (3A) est voisin de la valeur finale souhaitée ;
 - à faire passer le véhicule de cette orbite de transfert (2) à l'orbite définitive (4) par l'entremise d'orbites intermédiaires (4A, 4B, ..., 4N) successives dont chacune a un périégée nettement plus élevé et un apogée très légèrement plus élevé que ceux de l'orbite précédente, au moyen d'une succession d'incréments de vitesse (3A, 3B, ..., 3N) délivrés aux voisinages immédiats des apogées successifs, suivant des directions voisines des tangentes en ces points de l'orbite considérée ;
 - à fournir des accélérations faibles et compatibles avec la tenue mécanique du véhicule, en configuration opérationnelle, au moyen de plusieurs moteurs de faible poussée (12) agissant à peu près parallèlement ;
 - à moduler l'ensemble de ces poussées de façon à garantir la direction recherchée à la résultante ; et
 - à utiliser comme signaux d'entrée du système de commande de la modulation les informations de détecteurs de vitesse ou de position angulaire, ces derniers étant utilisables également pour les autres phases de vol du véhicule.
2. - Procédé de changement d'orbite d'un véhicule spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce que le véhicule est mis en configuration opérationnelle avant même les premières utilisations des moteurs de poussée.
3. - Procédé de changement d'orbite d'un véhicule spatial selon la revendication 1, caractérisé en ce que les manoeuvres de changement d'orbites successives sont conçues pour que la dernière manoeuvre positionne le véhicule à son point final.
4. - Procédé de changement d'orbite d'un

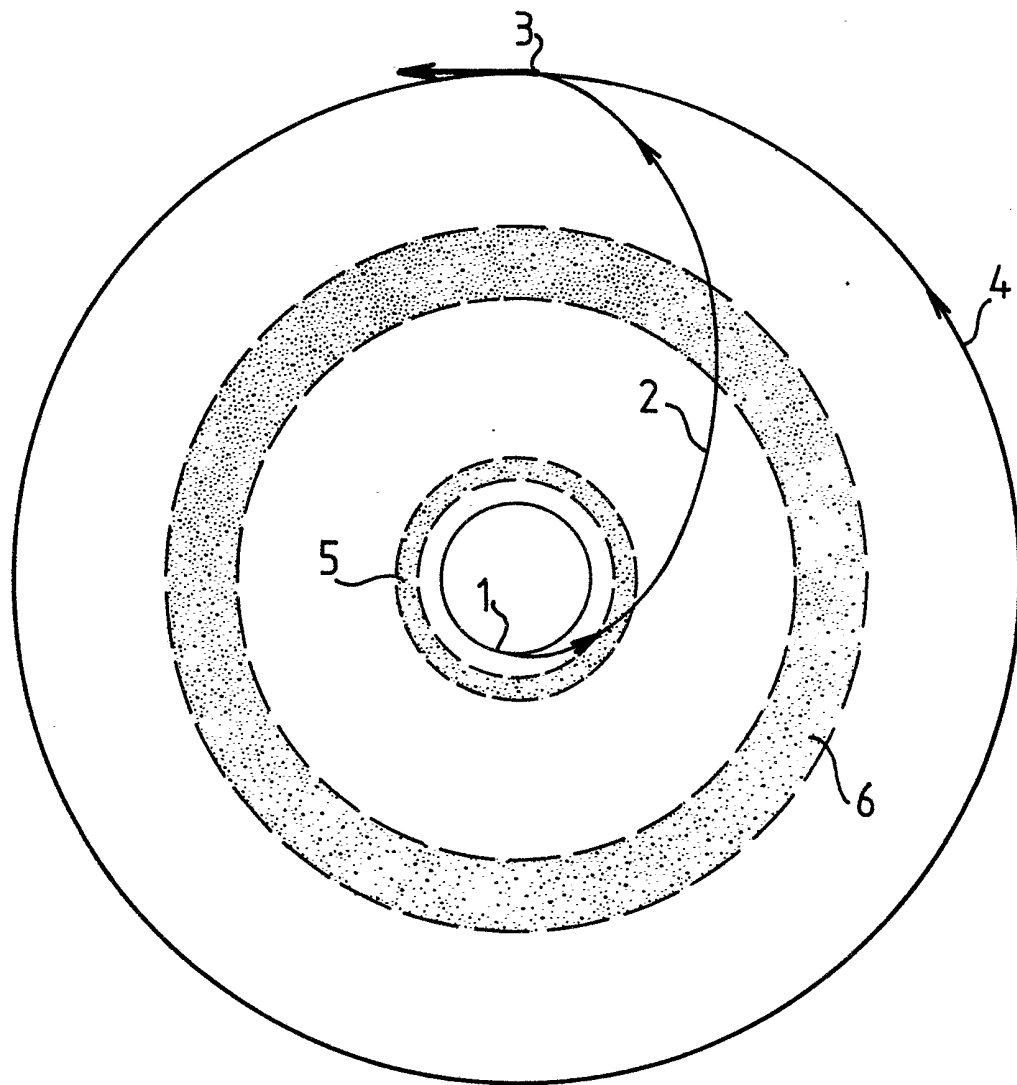
véhicule spatial selon la revendication 3, caractérisé en ce que, dans le cas où les changements d'orbites visent le transfert entre une orbite basse et une orbite géosynchrone, les manoeuvres de changement d'orbites successives sont
5 conçues pour amener, en même temps, le véhicule à l'anomalie définitive, la dernière manoeuvre consistant à annuler la vitesse en ce point.

5. - Procédé de changement d'orbite d'un véhicule spatial selon l'une quelconque des revendications 1
10 à 4, caractérisé en ce que l'on contrôle l'attitude et/ou l'orbite durant la vie opérationnelle du véhicule au moyen d'au moins une partie des moteurs utilisés pour le transfert d'orbite.

6. - Véhicule spatial permettant de mettre en
15 oeuvre le procédé de changement d'orbite tel que spécifié aux revendications 1 à 5, caractérisé en ce qu'il ne comporte pas de propulseurs spécifiques mais que l'on utilise pour les manoeuvres de transfert les faibles poussées des tuyères de contrôle d'orbite et d'attitude situées sur la face est du
20 satellite, après mise en configuration quasi-définitive de ce dernier dès la mise en orbite de transfert, l'ensemble des poussées desdites tuyères étant modulé sous le contrôle d'un système de commande utilisant comme signaux d'entrée les informations de détecteurs de vitesse ou de position
25 angulaire, ceux-ci étant utilisables également pour les autres phases de vol du véhicule.

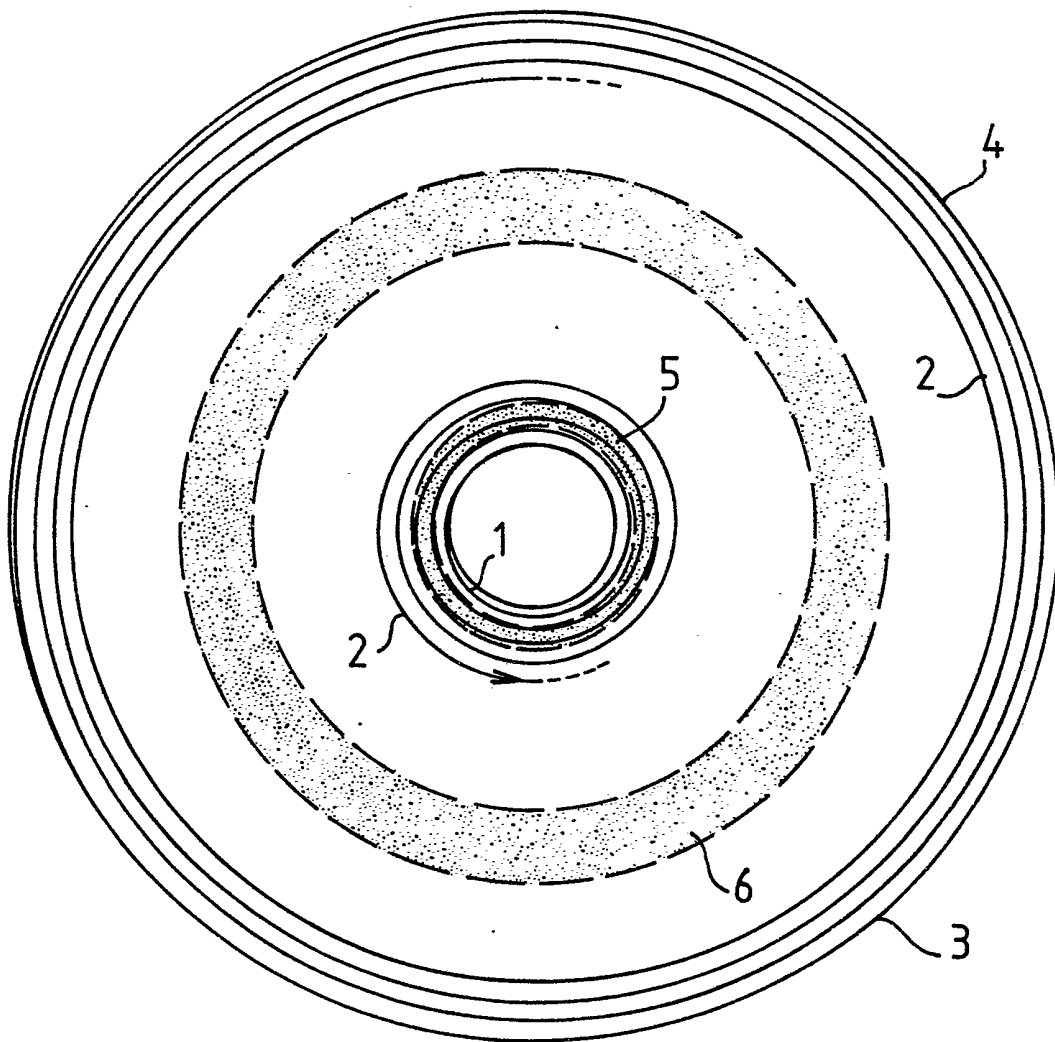
1/4

FIG.1



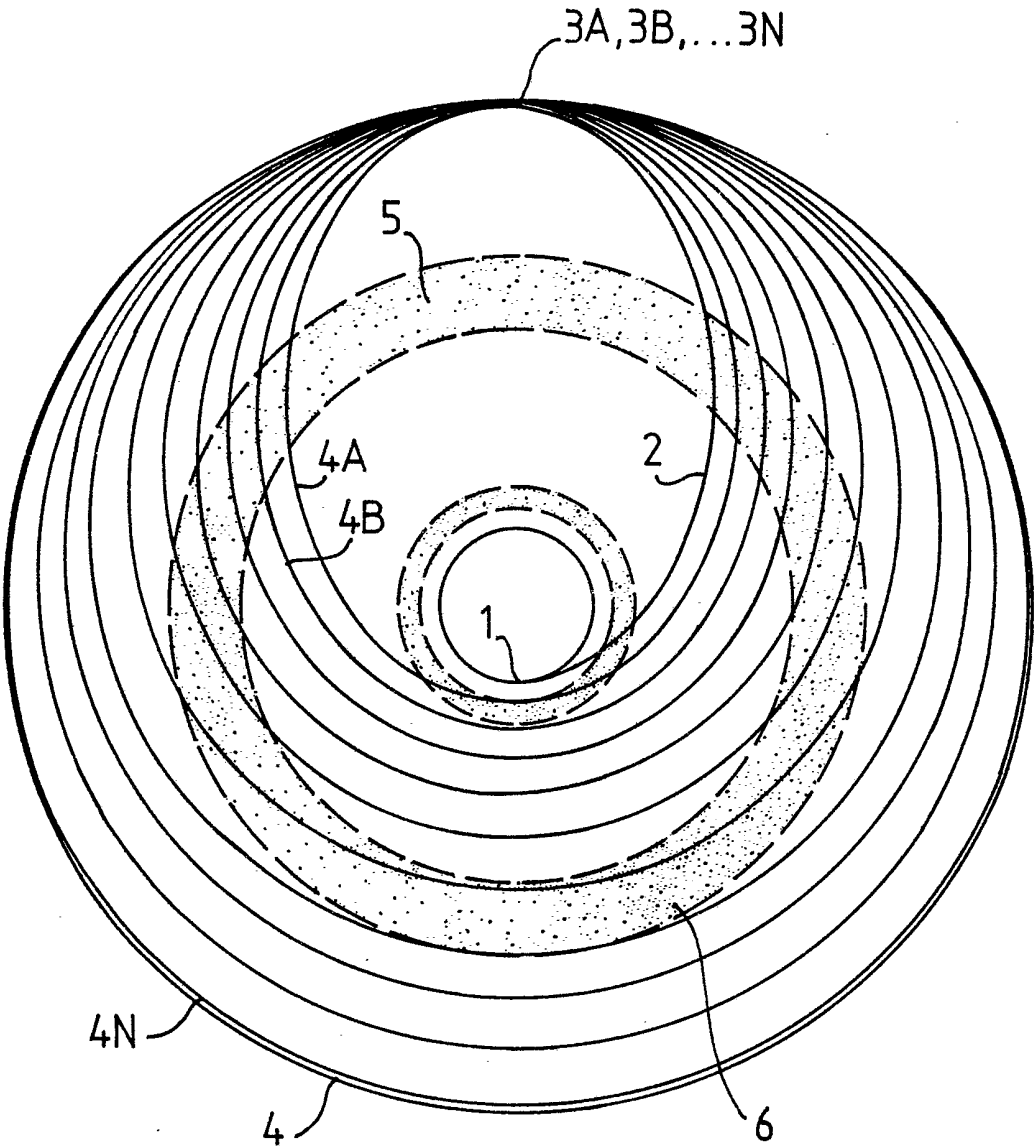
2/4

FIG. 2



3/4

FIG.3



4/4

FIG.4

