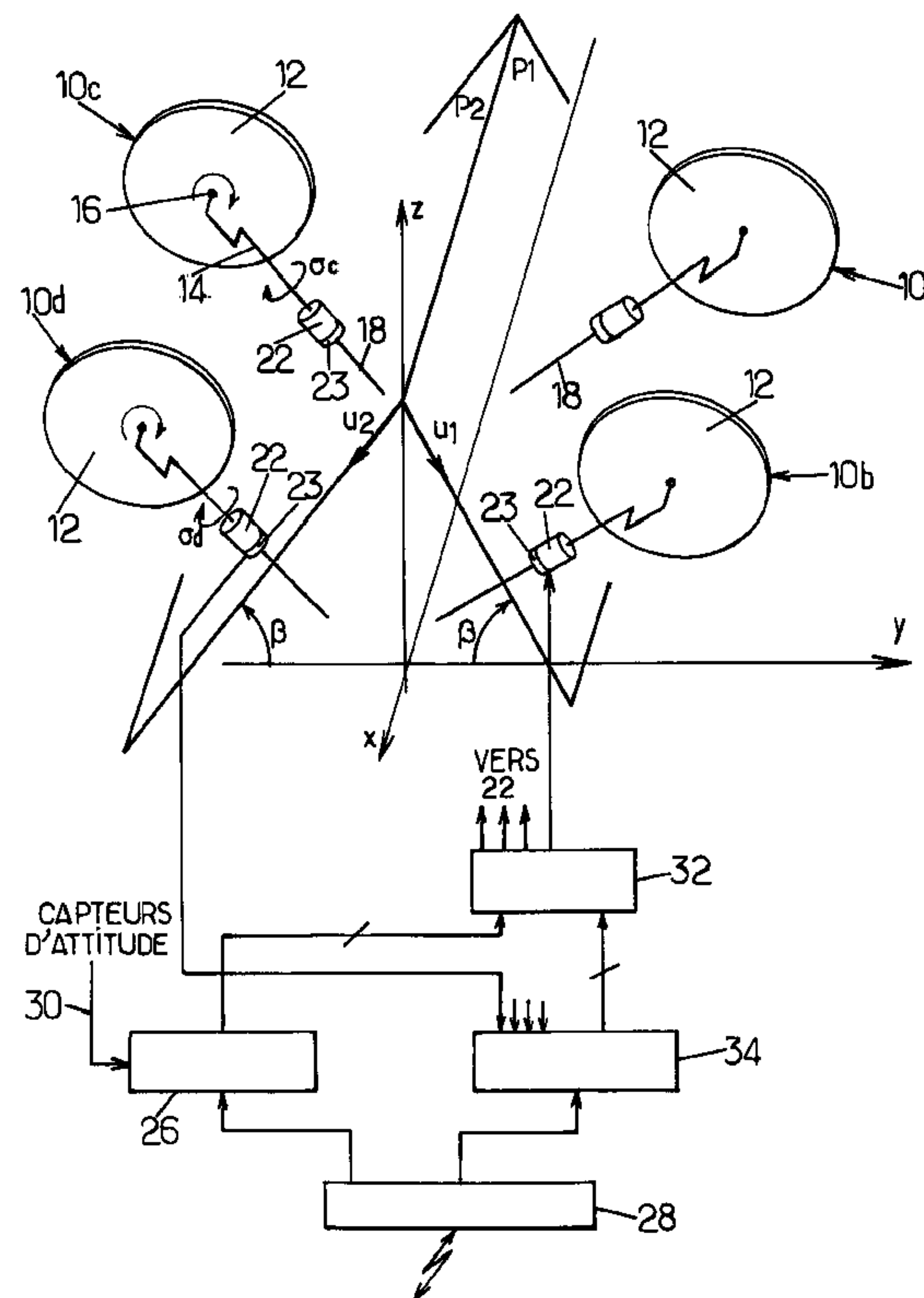




(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2002/06/24
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2003/01/03
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2014/12/23
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2003/12/23
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2002/002181
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2003/001311
(30) Priorité/Priority: 2001/06/26 (FR01/08409)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *G05D 1/08* (2006.01)
(72) Inventeurs/Inventors:
LAGADEC, KRISTEN, FR;
DEFENDINI, ANGE, FR;
MORAND, JULIEN, FR
(73) Propriétaire/Owner:
EADS ASTRIUM SAS, FR
(74) Agent: GOUDREAU GAGE DUBUC

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF DE PILOTAGE DE L'ATTITUDE ET DE GUIDAGE D'UN SATELLITE PAR
GRAPPE DE GYRODYNES
(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR CONTROLLING SATELLITE ATTITUDE AND STEERING USING A GYRODYNE
CLUSTER



(57) Abrégé/Abstract:

Pour piloter l'attitude d'un satellite comportant au moins quatre actionneurs gyroscopiques (10a-10d) ayant des toupies respectives (12) montées sur des cardans orientables (14) autour d'axes parallèles (18) à l'une ou l'autre de seulement deux directions



(57) Abrégé(suite)/Abstract(continued):

différentes et fixes par rapport au satellite, on mesure l'attitude du satellite à l'aide de capteurs embarqués sur le satellite, on calcule le besoin de couple de commande pour effectuer une manoeuvre de réorientation de l'attitude, on effectue un calcul de linéarisation locale basé sur la pseudo-inversion de la matrice jacobienne de la fonction liant les orientations des cardans des actionneurs au moment cinétique total de la grappe pour déterminer une nouvelle orientation des cardans, et on commande des vitesses de précession de l'un au moins des cardans des actionneurs fournissant le couple de commande pour arriver à la configuration recherchée. On effectue le calcul en appliquant une contrainte de recherche de configuration de grappe éloignée des configurations singulières par répartition, entre les deux groupes d'actionneurs, de la composante du moment cinétique total de la grappe qui est perpendiculaire à la fois à l'une et à l'autre des deux directions.

(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
3 janvier 2003 (03.01.2003)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 03/001311 A1(51) Classification internationale des brevets⁷ : G05D 1/08(71) Déposant (*pour tous les États désignés sauf US*) : AS-
TRIUMSAS [FR/FR]; 37, avenue Louis Breguet, F-78146
Velizy Villacoublay (FR).

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR02/02181

(22) Date de dépôt international : 24 juin 2002 (24.06.2002)

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (*pour US seulement*) : LA-
GADEC, Kristen [FR/FR]; 3, rue Magendie, F-31400
Toulouse (FR). DEFENDINI, Ange [FR/FR]; Les Toulzas,
F-31380 Montjoire (FR). MORAND, Julien [FR/FR]; 35,
avenue de Lamarck, F-31130 Balma (FR).

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :

01/08409

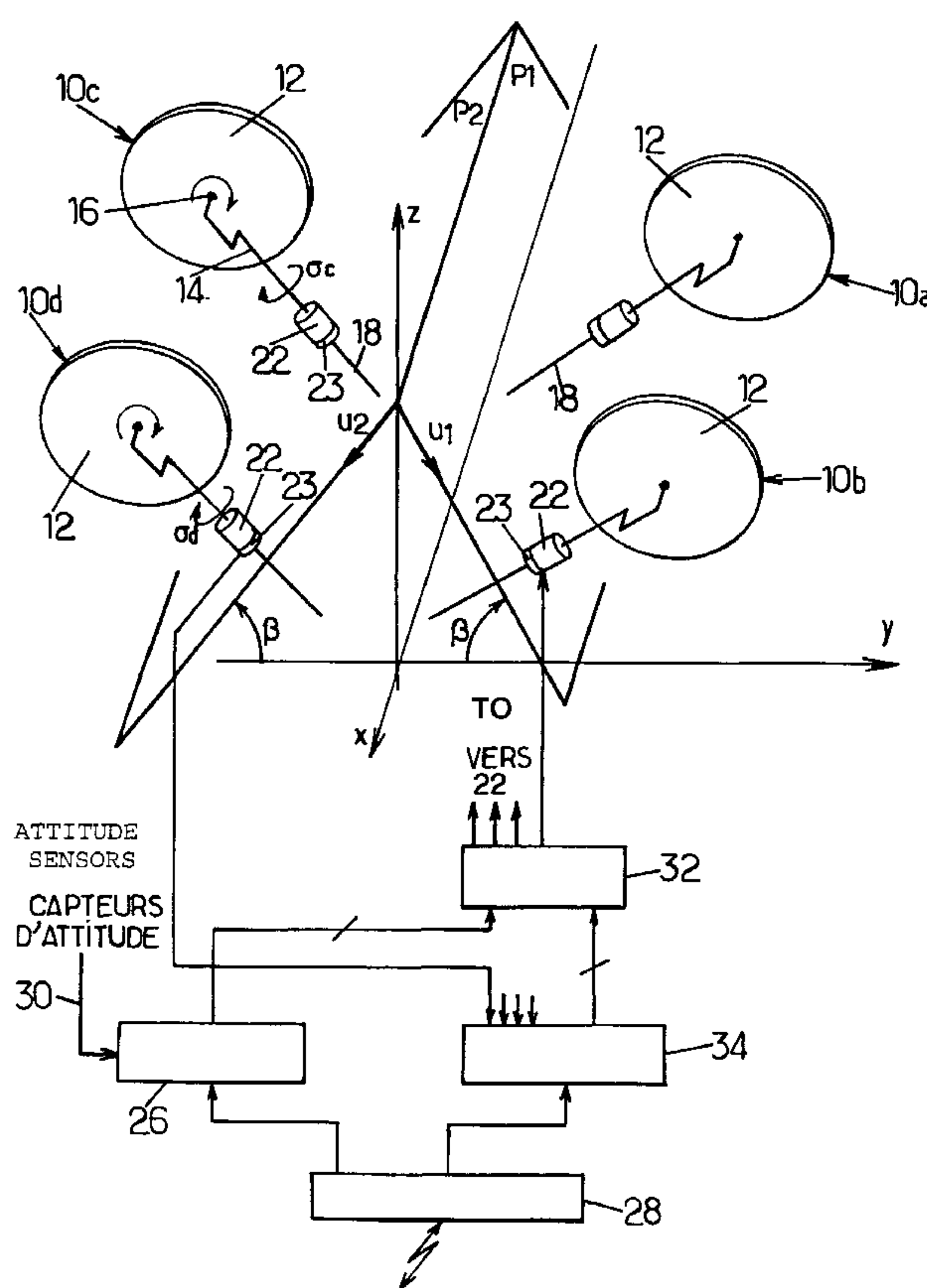
26 juin 2001 (26.06.2001) FR

(74) Mandataires : FORT, Jacques etc.; Cabinet Plasseraud,
84, rue d'Amsterdam, F-75440 Paris Cedex 09 (FR).

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR CONTROLLING SATELLITE ATTITUDE AND STEERING USING A GYRODYNE CLUSTER

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF DE PILOTAGE DE L'ATTITUDE ET DE GUIDAGE D'UN SATELLITE PAR GRAPPE DE GYRODYNES



(57) Abstract: The invention relates to a method and device for controlling the attitude of a satellite comprising at least four control moment gyros (10a 10d) having respective gyro wheels (12). The gyro wheels are mounted on gimbals that can be moved (14) around axes which are parallel (18) to one or other of only two different directions, said directions being fixed in relation to the satellite. For this purpose, the attitude of the satellite is measured using sensors that are disposed on board the satellite; the control torque required to perform an attitude re-orientation manoeuvre is calculated; a local linearisation calculation is performed based on the pseudo-inverse of the Jacobian matrix of the function linking the orientations of the gimbals of the gyrodynes at the total kinetic moment of the cluster in order to determine a new orientation for said gimbals; and the precession speeds of at least one of the gimbals of the gyrodynes supplying the control torque are controlled in order to produce the desired configuration. The calculation is performed by applying a cluster configuration search constraint which is removed from the singular configurations by division, between the two groups of gyrodynes, of the component of the total kinetic moment of the cluster which is simultaneously perpendicular to both directions.

[Suite sur la page suivante]



(81) **États désignés (national)** : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NO, NZ, PL, PT, RO, RU, SD, SE, SG, SI, SK, SL, TJ, TM, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VN, YU, ZA, ZW.

(84) **États désignés (régional)** : brevet ARIPO (GH, GM, KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), brevet eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), brevet européen (AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE, TR), brevet OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Déclaration en vertu de la règle 4.17 :

— *relative à la qualité d'inventeur (règle 4.17.iv)) pour US seulement*

Publiée :

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

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.

(57) **Abrégé** : Pour piloter l'attitude d'un satellite comportant au moins quatre actionneurs gyroscopiques (10a-10d) ayant des toupies respectives (12) montées sur des cardans orientables (14) autour d'axes parallèles (18) à l'une ou l'autre de seulement deux directions différentes et fixes par rapport au satellite, on mesure l'attitude du satellite à l'aide de capteurs embarqués sur le satellite, on calcule le besoin de couple de commande pour effectuer une manoeuvre de réorientation de l'attitude, on effectue un calcul de linéarisation locale basé sur la pseudo-inversion de la matrice jacobienne de la fonction liant les orientations des cardans des actionneurs au moment cinétique total de la grappe pour déterminer une nouvelle orientation des cardans, et on commande des vitesses de précession de l'un au moins des cardans des actionneurs fournissant le couple de commande pour arriver à la configuration recherchée. On effectue le calcul en appliquant une contrainte de recherche de configuration de grappe éloignée des configurations singulières par répartition, entre les deux groupes d'actionneurs, de la composante du moment cinétique total de la grappe qui est perpendiculaire à la fois à l'une et à l'autre des deux directions.

PROCEDE ET DISPOSITIF DE PILOTAGE DE L'ATTITUDE ET DE GUIDAGE D'UN SATELLITE PAR GRAPPE DE GYRODYNES

5 La présente invention concerne les procédés et dispositifs permettant de piloter l'attitude d'un satellite par commande d'orientation de la direction de l'axe de rotation de la toupie des actionneurs gyroscopiques, ou gyrodynes, d'une grappe d'actionneurs gyroscopiques montée dans le satellite.

10 Les gyrodynes ou actionneurs gyroscopiques (désignés souvent par le sigle anglo-saxon cmg) ont une roue ou toupie montée sur un support, appelé cardan, orientable sur la plate forme du satellite par un moteur autour d'au moins un axe orthogonal à l'axe de rotation de la toupie. Un exemple de gyrodyne est donné dans la demande de brevet français

15 No. 2,773,775 à laquelle on pourra se reporter.

Une grappe de gyrodynes comporte au moins trois gyrodynes pour permettre d'amener un trièdre de référence lié au satellite dans toutes les attitudes et au moins deux gyrodynes pour un pilotage 2 axes. En général on utilise au moins quatre gyrodynes pour assurer une redondance.

20 La grappe de gyrodynes constitue un actionneur inertiel dont la commande permet d'appliquer un couple donnant à la plate-forme du satellite un profil de vitesses angulaires qui est spécifié par téléchargement à partir du sol ou par un calcul effectué à bord.

Pour contrôler l'attitude, un système de commande détermine le couple à
25 appliquer et en déduit une vitesse à appliquer aux cardans des gyrodynes. La capacité de fourniture du couple total C est en conséquence non stationnaire et non linéaire. Elle peut s'écrire, sous forme matricielle :

$$30 \quad C = A(\sigma) \cdot \dot{\sigma} \quad (1)$$

où A est la matrice jacobienne $a_{ij} = \partial H_i / \partial \sigma_j$, avec $i=1$ à 3 et $j=1$ à 4 (ou plus généralement prend toutes les valeurs depuis 1 jusqu'au nombre de gyrodynes). Une méthode classique de guidage consiste, connaissant le

couple C à fournir, à inverser la relation (1) pour obtenir les vitesses $\dot{\sigma}_c$ de consigne à donner aux gyrodynes. Le principe d'un tel contrôle est par exemple donné dans le document FR déjà mentionné ou le brevet US-A-6 131 056.

5 La demande de brevet français No. 2,786,283, à laquelle on pourra se reporter, décrit et revendique un procédé de pilotage de l'attitude d'un satellite permettant de s'affranchir du problème des singularités, c'est-à-dire de la venue dans des configurations dans lesquelles il est impossible d'obtenir un couple selon une direction déterminée, en
10 provoquant une commande de passage direct d'une configuration initiale à une configuration finale.

 L'architecture décrite dans la demande de brevet No. 2,786,283 comporte pour cela une grappe d'au moins quatre gyrodynes ayant des toupies respectives montées sur des cardans montés rotatifs sur une
15 plate-forme du satellite, autour d'axes d'orientation de cardan tous différents.

 Cette configuration présente l'avantage de principe d'avoir une isotropie maximale lorsque les quatre axes de cardan sont dirigés suivant les diagonales d'un cube. Lorsque l'on veut accroître la capacité suivant
20 deux axes orthogonaux pour tenir compte de ce que les besoins d'agilité sont rarement isotropes, il suffit d'aplatir la pyramide dont les arêtes sont orthogonales aux axes des cardans. Mais, en contrepartie de ces avantages, l'architecture pyramidale présente divers inconvénients. L'enveloppe de capacité présente des concavités ; il n'est pas
25 possible, dans le cas d'une pyramide aplatie, de régler indépendamment les capacités suivant les deux axes de la base de la pyramide. La perte d'un actionneur, amenant à une enveloppe d'agilité très dissymétrique, affecte notablement l'agilité.

 Pour cette raison, il est proposé d'utiliser un satellite ayant
30 une grappe d'au moins quatre actionneurs gyroscopiques ayant des toupies respectives montées sur des cardans orientables autour d'axes parallèles à l'une ou l'autre de seulement deux directions différentes et fixes par rapport au satellite, et d'adopter un procédé de pilotage original

permettant d'éviter la venue dans des configurations singulières lors du pilotage d'attitude.

L'invention propose dans ce but un procédé de pilotage de l'attitude d'un tel satellite, suivant lequel:

on mesure l'attitude du satellite à l'aide de capteurs embarqués sur le satellite,

- on calcule le besoin de couple de commande pour effectuer une manoeuvre de réorientation de l'attitude déterminée,

- on effectue un calcul de linéarisation locale basé sur la pseudo- inversion de la matrice jacobienne de la fonction liant les orientations des cardans des actionneurs au moment cinétique total de la grappe pour déterminer une nouvelle orientation des cardans, et

- on commande des vitesses de précession de l'un au moins des cardans des actionneurs fournissant le couple de commande pour arriver à la configuration recherchée,

caractérisé en ce que l'on effectue le calcul en appliquant une contrainte de recherche de configuration de grappe éloignée des configurations singulières par répartition, entre les deux groupes d'actionneurs, de la composante du moment cinétique total de la grappe qui est perpendiculaire à la fois à l'une et à l'autre des deux dites directions.

L'invention concerne également un procédé de pilotage de l'attitude d'un satellite comportant une grappe d'au moins quatre actionneurs gyroscopiques constitués en deux groupes et ayant des toupies respectives montées sur des cardans orientables autour d'axes parallèles à l'une ou l'autre de seulement deux directions différentes et fixes par rapport au satellite, suivant lequel:

- on mesure l'attitude du satellite à l'aide de capteurs embarqués sur le satellite,

- on calcule le besoin de couple de commande pour effectuer une manoeuvre de réorientation de l'attitude,

- on effectue un calcul de linéarisation locale basé sur la pseudo-inversion de la matrice jacobienne de la fonction liant les orientations des cardans des actionneurs au moment cinétique total de la grappe pour déterminer une nouvelle orientation des cardans, et

3a

- on commande des vitesses de précession de l'un au moins des cardans des actionneurs fournissant le couple de commande pour arriver à la configuration recherchée,

caractérisé en ce que l'on effectue le calcul en appliquant une contrainte de recherche de configuration de grappe éloignée des configurations singulières par répartition, entre les deux groupes d'actionneurs, de la composante du moment cinétique total de la grappe qui est perpendiculaire à la fois à l'une et à l'autre des deux dites directions.

Dans un mode avantageux de réalisation, on adopte, comme critère d'éloignement d'une configuration d'angles des cardans dans la grappe par rapport à une configuration singulière, le produit de deux critères plus simples s'appliquant séparément à chacun des deux groupes d'actionneurs.

Ces deux critères peuvent être de natures très variées:

Dans le cas où un des groupes est constitué de deux actionneurs portant chacun un moment cinétique adimensionnel de norme unité, le critère d'éloignement entre une configuration d'angles des cardans et une configuration singulière peut être un critère choisi comme:

- s'annulant quand l'angle entre les deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs est nul ou plat, et

- atteignant un maximum quand l'angle entre les deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs est proche de 90° .

La recherche d'une configuration finale éloignée des singularités peut permettre d'établir une tabulation des correspondances entre les
5 différents moments cinétiques de grappe nécessaires aux différentes manœuvres du satellite et les configurations de grappe optimales respectives associées. Dans une variante, la recherche d'une configuration finale éloignée des singularités fournit directement et de façon analytique une configuration de grappe optimale réalisant la
10 demande de moment cinétique de grappe nécessaire à la manœuvre du satellite.

Dans le cas d'un groupe constitué de trois actionneurs, portant chacun un moment cinétique adimensionnel de norme unité, le critère de distance entre une configuration d'angles cardan et une configuration
15 singulière peut être défini de façon à s'annuler quand l'un des angles formés chaque fois par deux des trois vecteurs moment cinétique portés par les trois actionneurs est nul et de façon à atteindre son maximum quand ces angles sont proches de 120° .

Dans le cas où on effectue un pilotage suivant une loi
20 prédéterminée dans le temps, on peut rechercher une configuration finale éloignée des singularités de façon continue, en déviant en permanence la configuration de la grappe pour se placer à tout moment - ou du moins périodiquement - sur le maximum local du critère d'éloignement de la singularité.

25 Dans une variante, on effectue la recherche d'une configuration finale éloignée des singularités dès qu'on détecte que l'éloignement entre la configuration courante et la singularité associée devient inférieure à un seuil prédéterminé.

La recherche d'une configuration finale éloignée des singularités
30 peut être mise en oeuvre à l'avance, à partir de la connaissance préalable de la trajectoire de moment cinétique de grappe nécessaire au changement d'orientation du satellite et la trajectoire obtenue est ensuite utilisée comme trajectoire préférée, envoyée en boucle ouverte dans le cadre d'une méthode de contrôle de l'attitude associant une

commande en boucle ouverte à la commande en boucle fermée de la demande FR déjà citée.

L'invention permet également d'effectuer un guidage suivant une loi mémorisée. Dans ce cas, il est avantageux de déterminer, avant la manœuvre de ré-orientation, une configuration finale éloignée des singularités, connaissant la manœuvre d'attitude à réaliser par le satellite, puis de contrôler l'attitude en associant une commande en boucle ouverte à une commande en boucle fermée, telle que décrite dans la demande No. 2,786,283. En d'autres termes, on met en œuvre le procédé à l'avance à partir de la connaissance préalable de la manœuvre à réaliser et on effectue la manœuvre d'attitude du satellite en utilisant la trajectoire obtenue en boucle ouverte dans un contrôle d'attitude associant une commande en boucle ouverte à une commande en boucle fermée assurant la venue du satellite dans l'attitude finale désirée.

L'invention propose également un dispositif de pilotage d'attitude permettant de mettre en œuvre le procédé ci-dessus, comprenant : une grappe d'au moins quatre actionneurs gyroscopiques ayant des toupies respectives montées sur des cardans orientables autour d'axes parallèles à l'une ou l'autre de seulement deux directions différentes et fixes par rapport au satellite, formant ainsi deux groupes d'actionneurs dont l'un d'au moins deux actionneurs chacun,

- des capteurs de mesure de l'attitude courante du satellite,
- des moyens de calcul pour calculer le besoin de couple de commande pour remplir une consigne d'attitude du satellite, et pour déterminer des moyens de commande des vitesses de précession des cardans réalisant le couple de commande au travers d'une méthode de linéarisation locale basée sur la pseudo-inversion de la matrice jacobienne de la fonction liant les orientations.

Les caractéristiques ci-dessus ainsi que d'autres apparaîtront mieux à la lecture de la description qui suit d'un mode particulier de réalisation de l'invention, donné à titre non limitatif. La description se réfère aux dessins qui l'accompagnent, dans lesquels :

- la figure 1 est un schéma en perspective montrant une disposition possible de quatre actionneurs gyroscopiques 1-axe d'une grappe utilisant

une architecture avantageuse, les actionneurs étant représentés avec des orientations de cardan identiques ;

- la figure 2 est un schéma montrant les paramètres qui interviennent dans le calcul analytique des correspondances possibles
5 entre le moment cinétique recherché H et les positions angulaires σ des cardans;

- la figure 3 est un schéma montrant les paramètres qui interviennent dans le calcul analytique en cas de perte de redondance du fait de la panne d'un actionneur.

10 La figure 1 montre une grappe de quatre actionneurs gyroscopiques 10a, 10b, 10c, 10d identiques, ayant chacun une toupie 12 montée sur un cardan 14 de façon à pouvoir tourner autour d'un axe respectif 16. Un moteur non représenté maintient la toupie en rotation, généralement à vitesse constante. Chaque cardan est monté sur la plate-forme du
15 satellite (non représentée) de façon à pouvoir tourner autour d'un axe 18 orthogonal à l'axe 16. Chacun des cardans est muni d'un moteur 22 permettant de faire tourner le cadran autour de l'axe 18 respectif. Un capteur angulaire tel que 23 donne une information sur l'orientation du cardan et donc du plan de la toupie 12.

20 Le maintien du satellite dans une attitude de consigne dans un repère inertiel est assuré par un système de commande d'attitude ayant une constitution générale qui peut être d'un type connu. Le système comporte un organe 26 de calcul et de commande qui mémorise des consignes d'orientation reçue par 'un émetteur-récepteur 28 de liaison
25 avec le sol et reçoit des signaux 30 provenant de capteurs d'orientation, tels que capteurs d'étoile et d'horizon terrestre. Cet organe 26 commande des circuits de puissance 32 alimentant les moteurs 22. Ce système a généralement une constante de temps relativement longue, de quelques secondes à plusieurs dizaines de secondes.

30 Pour permettre la mise en œuvre de l'invention, les axes 18 ont l'une ou l'autre de seulement deux orientations différentes.

Dans le trièdre de référence x,y,z lié au satellite, les axes des cardans des actionneurs 10a et 10b sont disposés perpendiculairement à un même plan P1. Les axes des cardans des actionneurs 10c et 10d sont

également parallèles entre eux et disposés perpendiculairement à un plan P2 qui intercepte le plan P1 suivant l'axe x. Les plans P1 et P2 font l'un et l'autre un angle β avec l'axe y. On désignera par la suite le moment cinétique global de la grappe d'actionneurs par H et les composantes de H dans les plans P1 et P2 respectivement par H1 et H2 et u1 et u2 désignent les axes perpendiculaires à x contenus respectivement dans les plans P1 et P2.

La configuration d'actionneurs montrée en figure 1 (ainsi que toute autre configuration d'actionneurs dans laquelle les axes des cardans sont deux à deux parallèles), a l'avantage de permettre d'exprimer de façon analytique la correspondance entre le moment cinétique H et les positions angulaires 1, 2, 3 et 4 des cardans, par exemple exprimée par rapport à la disposition montrée en figure 1.

Comme on l'a indiqué plus haut, le procédé suivant l'invention implique de recherche une configuration de grappe, c'est-à-dire un ensemble de valeurs σ qui à la fois fournit le vecteur moment cinétique de grappe demandé $H = [H_x, H_y, H_z]$ et qui est optimale, en ce sens qu'elle est éloignée d'une configuration singulière.

Pour effectuer l'analyse analytique, on décompose le vecteur H en :
- une composante $[H_y, H_z]$ qui est dans le plan y,z, qui est elle-même décomposable en deux composantes H_{u1} et H_{u2} suivant les axes u1 et u2, d'une seule façon,

- une composante H_x selon l'axe x.

L'architecture adoptée permet de partager la composante H_x entre les deux paires d'actionneurs 10a-10b et 10c-10d avec un degré de liberté, sauf sur la surface enveloppe de moment cinétique, là où elle présente une singularité.

La décomposition du vecteur H en deux vecteurs H1 et H2 peut alors être la suivante :

dans le plan P1, défini par $[x, u1]$, $H1 = H_{u1} + H_{x1}$,
dans le plan P2, défini par $[x, u2]$, $H2 = H_{u2} + H_{x2}$.

Dans chaque plan, il suffit d'orienter les cardans dont les axes sont perpendiculaires à ce plan pour obtenir la composante plane nécessaire.

Par exemple, les deux cardans du plan P1 sont disposés symétriquement de part et d'autre de la direction du moment cinétique H1, en faisant un angle 1 avec cette direction, tel que :

$$2h \cos 1 = |H1|$$

5 h désignant le moment cinétique scalaire individuel de chaque toupie.

Dans le plan P2, la même opération peut être faite :

$$2h \cos 2 = |H2|$$

On voit que la détermination est purement analytique et permet d'obtenir quatre angles d'orientation des cardans qui fournissent le moment cinétique requis H, dans la limite de la valeur maximale $R = 2h$ du moment cinétique de chaque paire d'actionneurs.

Etant donné qu'on dispose de quatre moments cinétiques réglables, alors que le moment cinétique H à réaliser est à trois dimensions, il y a un degré de liberté permettant d'obtenir Hx par toute combinaison de la

$$Hx1 = \lambda Hx$$

$$Hx2 = [(1-\lambda)(Hx)]$$

λ étant un coefficient de pondération choisi à volonté.

Conformément à l'invention, le choix est fait en recherchant la configuration de grappe éloignée des configurations singulières, en adoptant comme critère l'un de ceux indiqués plus haut.

En conséquence, l'architecture proposée, en combinaison avec le procédé suivant l'invention, permet d'obtenir de nombreux avantages.

La correspondance entre la valeur H requise et les différentes répartitions de 1, 2, 3 et 4 peut s'exprimer de façon purement analytique.

Il est possible de passer de n'importe quelle configuration créant un moment cinétique H déterminé à toute autre configuration créant le même moment cinétique par un déplacement à couple nul en permanence, cela simplement par une variation continue du facteur de pondération λ. Ceci confirme l'absence de singularités internes elliptiques pour la configuration proposée.

L'invention est applicable à divers modes de pilotage d'attitude et de guidage selon une loi prédéterminée à remplir sur une période longue, par exemple de plusieurs jours.

Les configurations et modes de contrôle habituellement utilisés par le passé exigeaient un guidage global obligeant le moment cinétique à suivre une variation déterminée à l'avance, pour éviter le passage par des singularités. Le pilotage local (que, pour la clarté, on opposera à guidage global) risquait en effet d'amener à des singularités elliptiques d'où il était difficile de sortir. Un guidage global, tel que proposé dans la demande de brevet français mentionné plus haut, écarte le problème, mais nécessite une connaissance préalable de la manœuvre à accomplir.

Dans le cas de l'invention, il suffit, pour éviter de se retrouver dans une singularité, d'ajouter au pilotage local par pseudo-inversion de la jacobienne, une boucle d'asservissement permettant, à couple nul, de rechercher la configuration la plus éloignée possible d'une configuration singulière. Cette approche a l'avantage supplémentaire de garantir que la grappe d'actionneurs est toujours au voisinage d'un optimum de contrôlabilité.

L'invention se prête également au guidage prédictif fondé sur un algorithme de pilotage local, en suivant une trajectoire calculée à l'avance, mémorisée et injectée en boucle ouverte dans les moyens de calcul 34. En particulier, il est possible de pré-calculer une trajectoire optimale en terme de contrôlabilité, permettant à tout instant un profil de vitesse angulaire spécifié ou, du moins, de passer par des profils de vitesse spécifiés.

Un intérêt supplémentaire de la configuration est que la géométrie reste simple en cas de panne d'un des actionneurs, ce qui permet de conserver une capacité de contrôle d'attitude et de ne dégrader que faiblement l'agilité (de 25 % autour de l'axe x).

Si par exemple un des actionneurs du plan P1 est en panne, on se trouve dans le cas représenté sur la figure 3.

La résolution de la relation entre le moment cinétique global requis et les orientations des actionneurs disponibles reste strictement analytique.

La seule conséquence importante est que l'actionneur sain dans le plan P_1 a une orientation angulaire qui est imposée par la demande de moment H_{u1} , la décomposition de H selon les axes u_1 et u_2 étant unique. Il n'y a naturellement plus le degré de liberté que fournissait la présence de quatre actionneurs.

La capacité de contrôle autour d'un moment cinétique nul est conservée par la présence de deux positions des actionneurs restant assurant la valeur zéro. Ces deux configurations sont non singulières et le rayon R_p du voisinage exempt de singularité est égal à h (figure 3).

La perte d'agilité sur l'axe x , dont la capacité est maximum, revient à passer de $4h$ à $3h$. Suivant l'un des axes u , la perte d'agilité maximale est de 50 %. Mais, bien souvent, l'axe suivant lequel les exigences d'agilité sont les plus fortes est l'axe x , où la dégradation est la plus faible.

Dans le cas évoqué plus haut où un des groupes est constitué de deux actionneurs, le critère d'éloignement d'une configuration d'angles cardan par rapport à une configuration singulière peut être déterminé en utilisant un des paramètres suivants: - norme du produit vectoriel des deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs; - valeur absolue du sinus de l'angle que forment les deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs, - aire d'un triangle dont deux côtés sont les vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs, leurs origines étant en coïncidence; et - différence entre l'unité et la valeur absolue du produit scalaire des deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs.

Dans le cas où le groupe est constitué de trois actionneurs portant chacun un moment cinétique adimensionnel de norme unité, l'éloignement entre une configuration d'angles cardan et une configuration singulière peut être notamment déterminé en utilisant un des paramètres suivants : somme des trois produits vectoriels deux à deux des vecteurs moment cinétique portés par les trois actionneurs et aire du triangle dont les sommets coïncident avec les sommets des vecteurs moment cinétique portés par les trois actionneurs, leurs origines étant en coïncidence.

REVENDICATIONS

1. Procédé de pilotage de l'attitude d'un satellite comportant une grappe d'au moins quatre actionneurs gyroscopiques constitués en deux groupes et ayant des toupies respectives montées sur des cardans orientables autour d'axes parallèles à l'une ou l'autre de seulement deux directions différentes et fixes par rapport au satellite, suivant lequel:

- on mesure l'attitude du satellite à l'aide de capteurs embarqués sur le satellite,

10 - on calcule le besoin de couple de commande pour effectuer une manœuvre de réorientation de l'attitude,

- on effectue un calcul de linéarisation locale basé sur la pseudo-inversion de la matrice jacobienne de la fonction liant les orientations des cardans des actionneurs au moment cinétique total de la grappe pour
15 déterminer une nouvelle orientation des cardans, et

- on commande des vitesses de précession de l'un au moins des cardans des actionneurs fournissant le couple de commande pour arriver à la configuration recherchée,
caractérisé en ce que l'on effectue le calcul en appliquant une
20 contrainte de recherche de configuration de grappe éloignée des configurations singulières par répartition, entre les deux groupes d'actionneurs, de la composante du moment cinétique total de la grappe qui est perpendiculaire à la fois à l'une et à l'autre des deux dites directions.

25 2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'on adopte, comme critère d'éloignement d'une configuration d'angles des cardans dans la grappe par rapport à une configuration singulière, le produit de deux critères plus simples s'appliquant séparément à chacun des deux groupes d'actionneurs.

30 3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que, sur un groupe constitué de deux actionneurs portant chacun un moment cinétique adimensionnel de norme unité, le critère d'éloignement entre une configuration d'angles des cardans et une configuration singulière est choisi comme :

- s'annulant quand l'angle entre les deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs est nul ou plat, et

- atteignant un maximum quand l'angle entre les deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs est proche de 90° .

5 4. Procédé selon la revendication 3, caractérisé en ce que le critère d'éloignement d'une configuration d'angles cardan par rapport à une configuration singulière est déterminé en utilisant un des paramètres suivants :

10 - norme du produit vectoriel des deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs,

- valeur absolue du sinus de l'angle que forment les deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs,

15 - aire d'un triangle dont deux côtés sont les vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs, leurs origines étant en coïncidence,

- différence entre l'unité et la valeur absolue du produit scalaire des deux vecteurs moment cinétique portés par les deux actionneurs.

20 5. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que, un groupe considéré étant constitué de trois actionneurs portant chacun un moment cinétique adimensionnel de norme unité, le critère de distance entre une configuration d'angles cardan et une configuration singulière est défini de façon à s'annuler quand l'un des angles formés chaque fois par deux des trois vecteurs moment cinétique portés par les trois actionneurs est nul et de façon à atteindre son maximum quand ces angles
25 sont proches de 120° .

6. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce que l'éloignement entre une configuration d'angles cardan et une configuration singulière est déterminé en utilisant un des paramètres suivants :

30 - somme des trois produits vectoriels deux à deux des vecteurs moment cinétique portés par les trois actionneurs

- aire du triangle dont les sommets coïncident avec les sommets des vecteurs moment cinétique portés par les trois actionneurs, leurs origines étant en coïncidence.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, en vue du pilotage du satellite suivant une loi déterminée dans le temps, caractérisé en ce qu'on recherche une configuration finale éloignée des singularités de façon continue, en déviant en permanence la configuration de la grappe pour se placer sur le maximum local du critère de distance à la singularité.

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé en ce qu'on met en œuvre la recherche d'une configuration finale éloignée des singularités quand on détecte que l'éloignement entre la configuration courante et la singularité associée devient inférieure à un seuil prédéterminé.

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que, pour réaliser une manœuvre d'attitude déterminée en arrivant à une configuration finale éloignée des singularités, on contrôle l'attitude en associant une commande en boucle ouverte à une commande en boucle fermée.

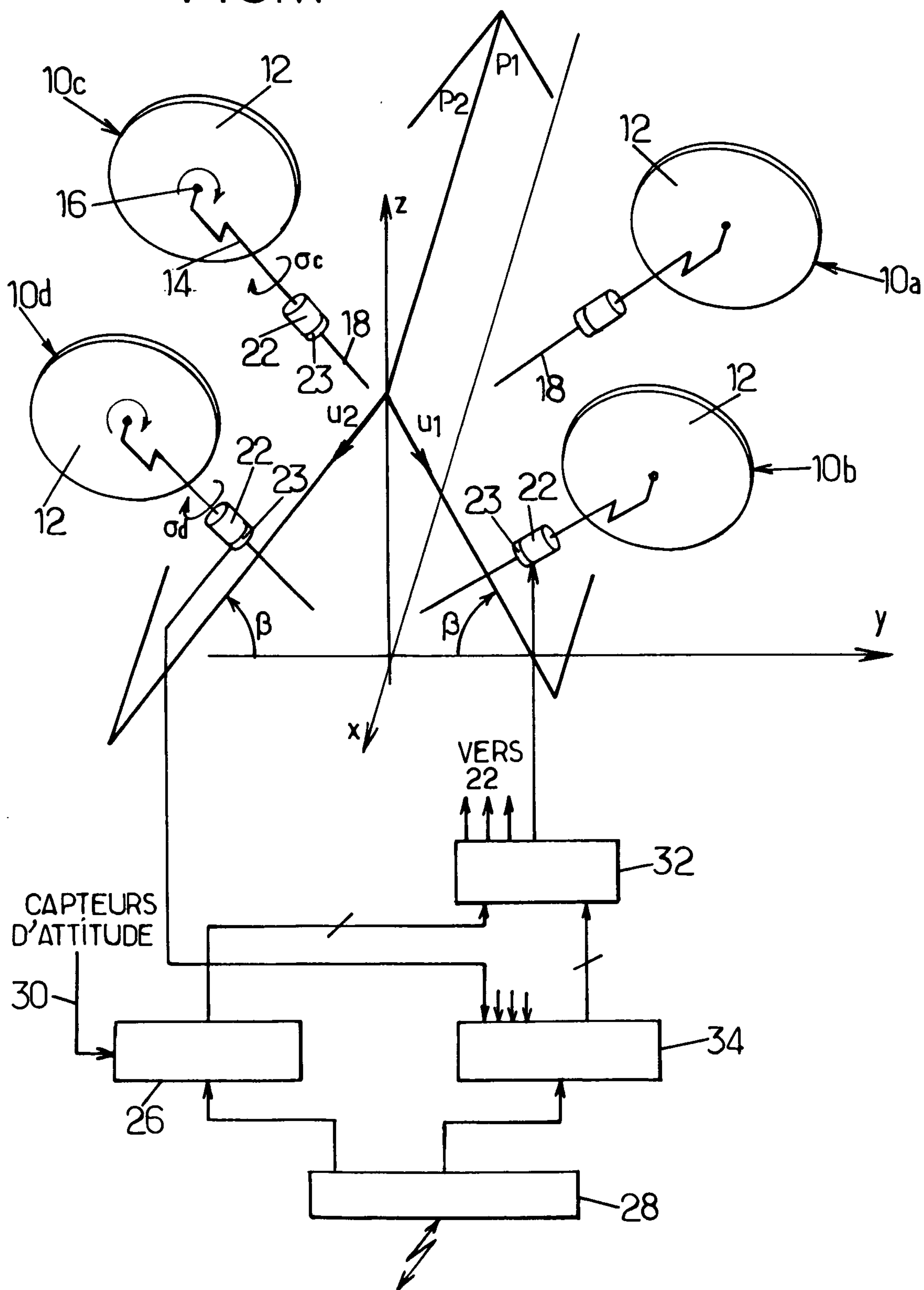
10. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce qu'on établit par calcul préalable une tabulation des correspondances entre les différents moments cinétiques de grappe nécessaires aux différentes manœuvres du satellite et les configurations de grappe optimales respectives associées afin d'arriver à une configuration finale éloignée des singularités.

11. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce que la recherche d'une configuration finale éloignée des singularités fournit directement et de façon analytique une configuration de grappe optimale réalisant la demande de moment cinétique de grappe nécessaire à la manœuvre du satellite.

12. Procédé selon la revendication 7, caractérisé en ce qu'on le met en œuvre à l'avance à partir de la connaissance préalable de la manœuvre à réaliser et on effectue la manœuvre d'attitude du satellite en utilisant la trajectoire obtenue en boucle ouverte dans un contrôle d'attitude associant une commande en boucle ouverte à une commande en boucle fermée assurant la venue du satellite dans l'attitude finale désirée.

1/2

FIG.1.



2/2

FIG.2.

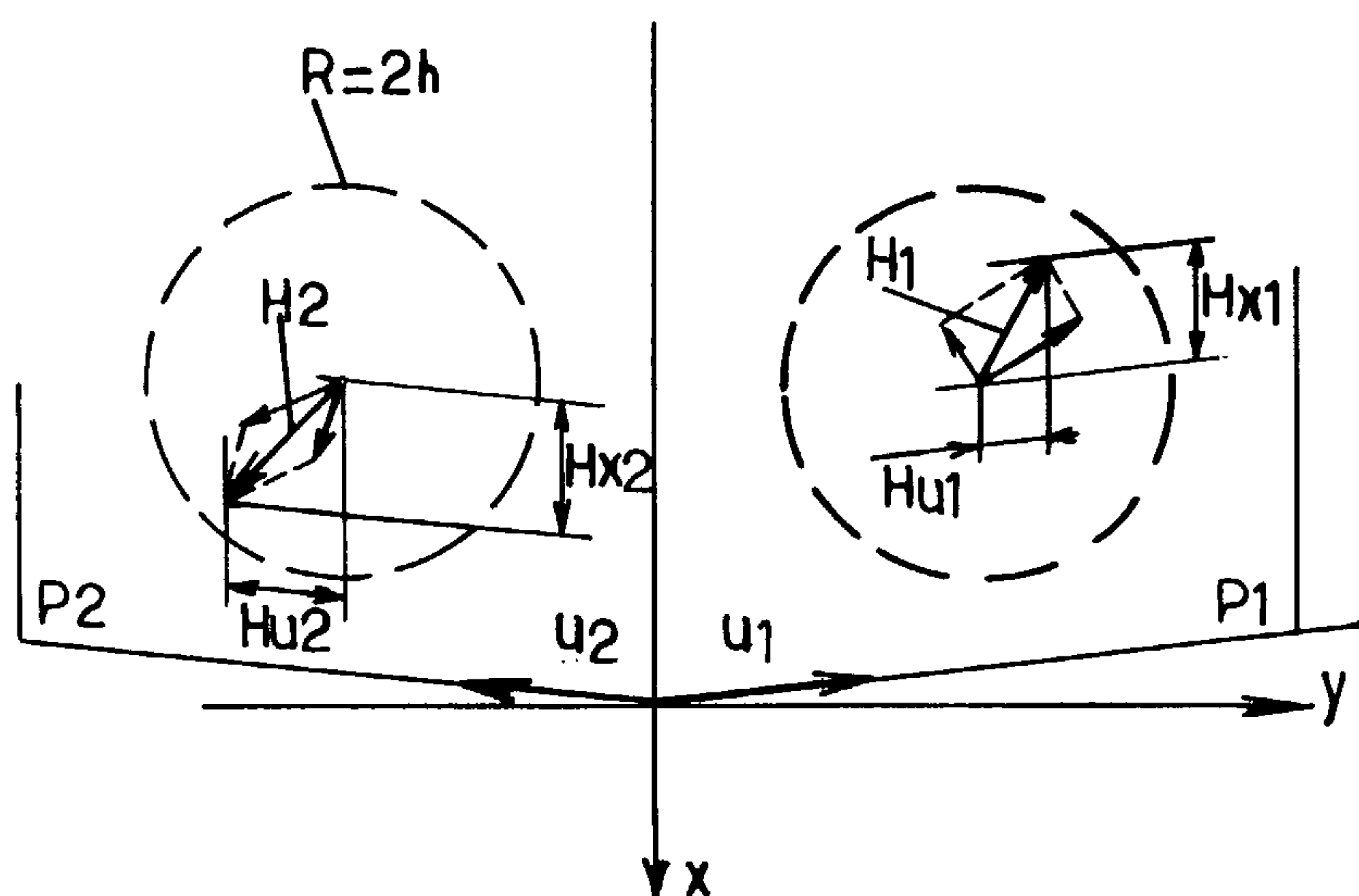


FIG.3.

