

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets

(11)

Numéro de publication:

0 142 397**A1**

(12)

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(21)

Numéro de dépôt: 84401833.3

(51)

Int. Cl.⁴: **H 01 Q 1/18**

(22)

Date de dépôt: 14.09.84

(30)

Priorité: 14.09.83 FR 8314634

(43)

Date de publication de la demande:
22.05.85 Bulletin 85/21

(84)

Etats contractants désignés:
DE GB

(71)

Demandeur: Le Gall, Jean-Claude
Rue des Bruyères La Clarté
F-22700 Perros-Guirec(FR)

(71)

Demandeur: Mathieu, Bernard
Kergoustalen Rospez
F-22300 Lannion(FR)

(72)

Inventeur: Le Gall, Jean-Claude
Rue des Bruyères La Clarté
F-22700 Perros-Guirec(FR)

(72)

Inventeur: Mathieu, Bernard
Kergoustalen Rospez
F-22300 Lannion(FR)

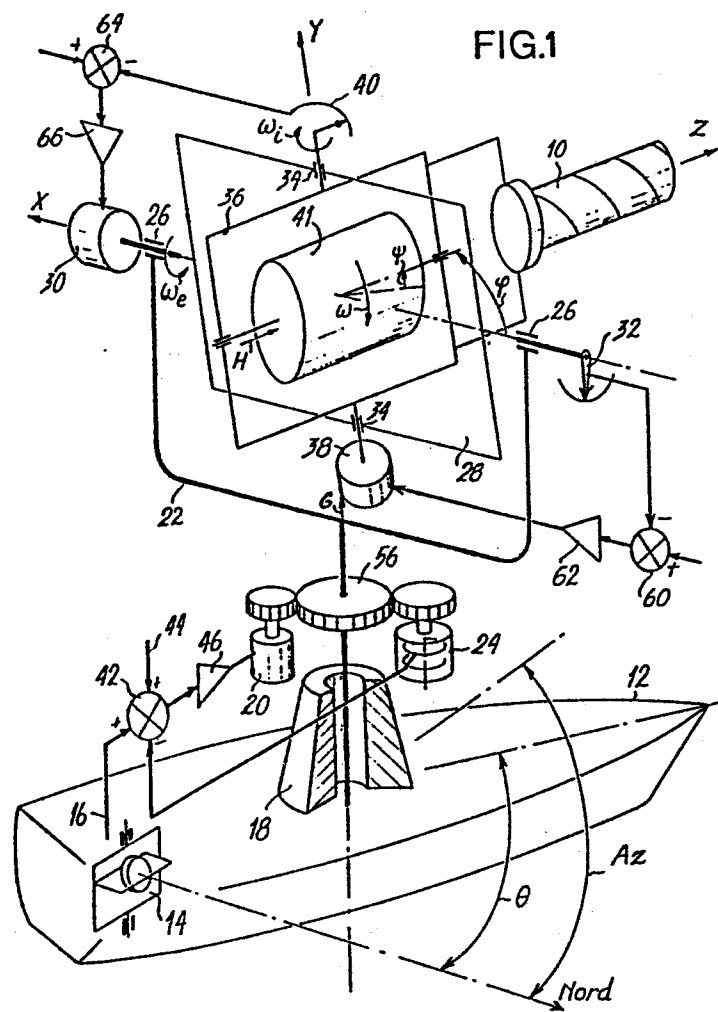
(74)

Mandataire: Fort, Jacques et al,
CABINET PLASSERAUD 84, rue d'Amsterdam
F-75009 Paris(FR)

(54) Dispositif de stabilisation et de pointage d'antenne, notamment sur navire.

(57) Le dispositif, utilisable sur navires marchands ne comportant qu'une référence de cap, comprend, sur un socle (18), une monture munie de moyens d'orientation en gisement et portant un ensemble gyroscopique à deux degrés de liberté dont le cardan externe (28) a un axe de rotation (axe X) perpendiculaire à l'axe de gisement et dont le cardan interne (36) a un axe de rotation (axe Y) orthogonal à l'axe X et qui est lié en pointage à l'antenne. L'ensemble gyroscopique comporte un volant unique (44) de moment cinétique important par rapport à l'inertie de l'antenne (10). Chaque cardan est muni d'un moteur couple (30, 38) commandé par une boucle dont le signal de réaction est fourni par un capteur (40, 32) d'orientation de l'autre cardan. Les moyens (24, 42, 46, 20) d'orientation autour de l'axe de gisement sont prévus pour assurer approximativement le pointage moyen de l'antenne en gisement et, en conséquence, maintenir l'ensemble gyroscopique à proximité de la position canonique.

./...



Dispositif de stabilisation et de pointage d'antenne, notamment sur navire

L'invention concerne la stabilisation et le pointage des antennes, et notamment des antennes de télécommunication
5 par l'intermédiaire de satellites montés sur des navires, auxquels la mer impose des mouvements angulaires de grande amplitude comparée à la tolérance acceptable sur le pointage de l'antenne et des accélérations.

Il faut rappeler à ce sujet que les différents modèles
10 d'antennes dont l'emploi est recommandé par les organismes internationaux de télécommunication ont des caractéristiques très variées, en ce qui concerne d'une part la masse et l'inertie, d'autre part la précision de pointage requise. Le dispositif de stabilisation et de pointage d'antenne doit dans
15 tous les cas tenir compte des caractéristiques propres à l'antenne choisie.

De nombreuses solutions ont été proposées depuis longtemps au problème de la stabilisation et du pointage d'organes portés par un navire. Parmi ces solutions, certaines (par
20 exemple celles adoptées pour les télépointeurs et les canons sur navires de guerre) sont très complexes et exigent de disposer de références de cap et de verticale. Elles ne sont pas transposables sur les navires marchands du fait de leur coût élevé et de l'absence d'une référence de verticale, le
25 gyrocompas d'un navire marchand ne fournissant en général qu'une référence de cap.

Dans un passé récent, on a toutefois proposé des dispositifs de stabilisation d'antenne spécifiquement destinés aux télécommunications maritimes par satellite. Parmi ces derniers,
30 on peut citer celui décrit dans la communication de M.B. Johnson intitulée "Antenna control for a ship terminal for MARISAT" (IEEE Conference Publication No. 160, 7.9 mars 1978) qui est du type comprenant, sur un socle, une monture munie de moyens d'orientation en gisement et portant un en-
35 semble gyroscopique à deux degrés de liberté dont le cardan externe a un axe de rotation (axe X) perpendiculaire à l'axe de gisement et dont le cardan interne a un axe de rotation

(axe Y) est orthogonal à l'axe X et qui est lié en pointage à l'antenne.

Le dispositif décrit dans cet article, dont le type est couramment désigné "gisement-X-Y", utilise pour la stabilisation deux gyromètres montés sur l'arrière de l'antenne, destinés respectivement à stabiliser les axes X et Y. Mais ce dispositif exige une référence de verticale pour l'axe X, obtenue à l'aide d'un accéléromètre ou d'un inclinomètre monté sur l'axe de gisement. La tension issue de l'accéléromètre ou de l'inclinomètre est soustraite de la mesure de l'orientation en site de l'axe X. L'angle d'élévation ne peut être obtenu qu'à l'aide d'un filtrage à grande constante de temps.

On voit que ces diverses particularités rendent le dispositif peu satisfaisant pour une utilisation sur des navires marchands de faible tonnage, dont l'équipement doit rester économique.

On a également proposé des montures à quatre axes, comportant une plate-forme stabilisée autour d'axes de roulis et de tangage par un montage pendulaire et deux volants. Le dispositif de pointage est alors distinct. Il est porté par la plate-forme et permet l'orientation de l'antenne autour des axes de pointage classiques en azimuth et en élévation. Une telle disposition est à l'évidence extrêmement complexe. Une autre disposition encore utilise une monture trois axes du type "gisement X,Y", mais à deux volants ayant chacun son propre cardan, ce qui augmente considérablement le coût et l'encombrement.

L'invention vise à fournir un dispositif du type "gisement,X,Y" qui, tout en restant simple et économique, permet d'assurer le pointage et la stabilisation requis pour les antennes dont la masse et l'inertie sont celles couramment utilisées. Pour cela, l'invention utilise, pour assurer la stabilisation et le pointage, un seul et même volant dans des conditions telles que la nutation qui apparaît en réponse aux couples appliqués et aux mouvements de précession qui en résultent pour orienter l'antenne se traduit par un mouvement parasite restant dans le domaine

des tolérances acceptables.

De façon plus précise, l'invention propose un dispositif de stabilisation et de pointage du type ci-dessus défini, caractérisé en ce que l'ensemble gyroscopique comporte un
5 volant unique de moment cinétique important par rapport à l'inertie de l'antenne, en ce que chaque cardan est muni d'un moteur couple d'orientation commandé par une boucle dont le signal de réaction est fourni par un capteur d'orientation de l'autre cardan et en ce que les moyens d'orientation autour de
10 l'axe de gisement sont prévus pour assurer approximativement le pointage moyen de l'antenne en gisement et, en conséquence, maintenir l'ensemble gyroscopique à proximité de la position canonique.

En général, et sauf si le moment cinétique du volant est
15 très élevé par rapport aux moments d'inertie autour des axes de cardan, chacune des boucles d'asservissement comportera des moyens de filtrage de caractéristiques déterminées en fonction des inerties des cardans, des paramètres des mouvements angulaires appliqués au socle et de la précision de pointage
20 requise. Ces moyens de filtrage pourront notamment être constitués par des réseaux de retard de phase ayant une constante de temps largement supérieure à la période des sollicitations appliquées, en particulier à la période de houle.

Les moyens d'orientation autour de l'axe de gisement
25 pourront comporter un motoréducteur d'entraînement en rotation, avantageusement par une liaison irréversible, et un circuit de commande en fonction du cap et de la valeur affichée de l'azimut du satellite, tandis que la boucle associée au cardan interne reçoit un signal de correction tenant compte
30 des variations de gisement, l'écart θ et γ étant mesuré par le détecteur angulaire 40. L'asservissement de γ l'oblige donc à suivre la direction de gisement et à conserver la position canonique.

Dans la pratique, le dispositif comportera en général
35 un calculateur d'élaboration d'un signal d'élévation, appliqué à la boucle d'asservissement du premier cardan, et d'un signal d'azimut, appliqué au circuit de commande d'orientation en gisement, à partir du cap et de la longitude et de la latitude du véhicule (navire en général) porteur de

l'antenne. La poursuite automatique est alors assurée par envoi de signaux de correction des écarts Δx et Δy qui se superposent aux informations calculées, azimuth et élévation, pour annuler toutes les erreurs, y compris l'erreur de gîte.

- 5 Ceci permet, en cas de perte du signal de réception, par exemple par effet de masque, ou d'évanouissement, de conserver la direction calculée, très proche de la direction du satellite. Ceci évite l'affolement de la direction de l'antenne qui travaillerait en boucle ouverte. Une solution plus rudimentaire
- 10 comporte simplement des moyens d'affichage de l'azimut et de l'élévation déterminés à l'aide d'un calculateur séparé, qui peut être extrêmement simple puisqu'il n'a à effectuer que des calculs trigonométriques courants.

Dans une variante de réalisation, l'antenne, de révolution, est non seulement liée en pointage au volant, mais encore

15 solidaire du volant ou substituée à lui, de façon que son moment cinétique contribue à la stabilisation ou l'assure.

Il faut enfin noter que le dispositif proposé par l'invention se prête à des configurations extrêmement variées,

20 notamment pour tenir compte du type d'antenne utilisé (antenne parabolique, antenne à quatre hélices,...) et qu'en particulier il n'est nullement indispensable que les axes X et Y soient concourants.

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la

25 description qui suit de modes particuliers de réalisation, donnés à titre d'exemples non limitatifs. La description se réfère aux dessins qui l'accompagnent, dans lesquels :

- la Figure 1 est un schéma de principe montrant les composants essentiels d'un dispositif de stabilisation suivant

30 un mode particulier d'exécution, destiné à la stabilisation et au pointage d'une antenne sur navire,

- la Figure 2 est un schéma de principe des circuits d'asservissement du dispositif de la Figure 1,

- la Figure 3, similaire à une fraction de la Figure 2,

35 montre une variante de réalisation simplifiée,

- les Figures 4 et 5 montrent deux dispositions mécaniques des éléments mécaniques du dispositif suivant l'invention, en coupe suivant un plan de symétrie,

- la Figure 6 montre une autre variante encore de

réalisation de l'invention, dans laquelle le volant de stabilisation est constitué par l'antenne entraînée en rotation autour de son axe de visée radioélectrique.

Le dispositif d'asservissement et de pointage d'une antenne en
5 hélice 10 d'axe de visée Z schématisé sur la Figure 1 est destiné à équiper un navire 12 muni d'un gyrocompas 14 fournissant une référence de cap (angle θ entre la ligne de foi du navire et le Nord géographique) sur une sortie 16. Le dispositif comporte une monture du type dit "gisement-X-Y". Cette monture comprend un socle 18 fixé au navire et portant des paliers
10 ou pivots définissant un axe de gisement G autour duquel peut tourner, sous l'action d'un motoréducteur de gisement 20, un équipement 22 dont l'orientation est donnée par le signal de sortie d'un détecteur de gisement 24. L'équipage 22 est solidaire du boîtier d'un système gyroscopique et porte donc à son tour, par l'intermédiaire de paliers 26 définissant un
15 axe X (axe d'élévation), perpendiculaire à l'axe de gisement G, un cardan externe 28 muni d'un moteur couple 30 et d'un détecteur d'orientation 32. Le cardan externe porte à son tour, par des paliers 34 définissant un axe Y orthogonal à l'axe X, un cardan interne 36 muni d'un moteur couple 38 et d'un détecteur d'orientation 40. L'antenne 10 est, dans le mode de
20 réalisation montré en Figure 1, fixée au cardan interne 36.

Dans ce cardan interne 36 tourne un volant gyroscopique 41 entraîné à vitesse constante ω par un moteur non représenté autour de l'axe de visée Z de façon à présenter un moment cinétique $\vec{H}$ dont on verra plus loin qu'il doit présenter
25 une valeur minimale fonction de l'inertie de l'antenne et de la précision de stabilisation requise.

Le volant 41 et l'antenne 10 sont disposés de façon que les cardans soient en équilibre statique.

Arrivé à ce stade de la description, il peut être utile
30 de rappeler quelques indications sur les propriétés d'un gyroscope libre à deux degrés de liberté, tel que celui constitué par le volant 41 et les cardans qui le portent.

On sait que la direction du moment cinétique $\vec{H}$ peut occuper une direction quelconque dans l'espace et reste en
35 équilibre indifférent quelles que soient les accélérations subies, si on fait abstraction des couples de frottement dans les paliers. La somme des couples extérieurs est nulle

et la direction du moment cinétique $\vec{H}$ reste fixe dans l'espace absolu.

Cette propriété ne subsiste toutefois qu'à condition que les déplacements n'amènent pas l'axe X parallèle à $\vec{H}$
5 car on perd alors un degré de liberté dans cette configuration dite "interdite".

Dans le cas d'un montage direct à deux degrés de liberté sur un navire pouvant prendre n'importe quelle route, on voit que, lorsque $\vec{H}$ est horizontal, on pourrait arriver dans la
10 configuration interdite par giration du navire autour de son axe de lacet. Cette situation est évitée, dans le cas de l'invention, par orientation de l'équipage mobile autour de l'axe de gisement G afin de donner approximativement à l'équipage 22 le pointage en site pour lequel les cardans
15 sont en position canonique (axes X, Y et Z définissant un trièdre trirectangle) lorsque le navire est dans son attitude normale.

Pour cela, le motoréducteur 20 est commandé par une boucle de pointage qui comporte un circuit additionneur 42 destiné à
20 combiner les signaux reçus :

- de la sortie 16 du gyrocompas 14 indiquant le cap θ du navire,
- d'une entrée 44 d'affichage du gisement dans l'attitude normale du navire,
- 25 - du détecteur de gisement 24, qui fournit un signal de réaction.

Le signal élaboré par l'additionneur 42 est porté par un amplificateur 46 à un niveau suffisant pour actionner le motoréducteur 20.

30 Il faut noter au passage que le motoréducteur 20 présente avantageusement un rapport de réduction suffisant pour être irréversible. Dans ces conditions, les couples que peuvent créer les accélérations horizontales imposées au navire sont sans effet sur l'orientation autour de l'axe de
35 gisement G.

On a vu plus haut que le pointage est réalisé en utilisant la précession du volant 41 de l'ensemble gyroscopique.

Il faut rappeler à ce sujet que l'application par le

moteur 38 d'un couple C_i sur le cardan intérieur d'un gyroscope à deux degrés de liberté provoque une précession du cardan externe autour de l'axe X à vitesse ω_e :

$$\omega_e = C_i / H \sin \varphi$$

5 donc une variation de l'angle de pointage en élévation φ par rapport à l'horizontale, c'est-à-dire une rotation autour de l'axe X.

L'effet d'un couple moteur C_e appliqué par le moteur 30 se décompose de son côté en deux actions :

- 10 - une composante normale au plan du cardan extérieur 28, absorbée par les paliers 26,
- une composante normale au plan du cardan intérieur, égale à $C_e / \sin \varphi$, qui provoque la précession du cardan interne à vitesse ω_i et qui est équilibrée par le couple gyroscopique $P\omega_i$.
- 15

On peut résumer ce rappel en disant que l'application d'un couple sur l'un des cardans modifie la direction de l'autre cardan par précession, de sorte qu'on peut pointer la direction du moment cinétique $\vec{H}$ dans une direction quelconque donnée en appliquant un couple à l'un ou l'autre des cardans.

20

Les explications qui précèdent supposent toutefois que les cardans sont parfaitement équilibrés et que le volant reste parfaitement fixe dans l'espace. Dans la réalité, il n'est pas possible d'annuler complètement les balourds dans toutes les positions et d'éviter les effets d'anisoélasticité. Il en résulte une dérive ou un écart de pointage qui devront être périodiquement rattrapés.

25

Par ailleurs, les indications qui précèdent supposent le mouvement de précession établi. Mais il existe une phase transitoire entre l'application du couple et l'apparition d'une vitesse angulaire de précession. Le calcul montre que, lors de l'application d'un couple, apparaît un mouvement périodique de nutation à une pulsation ω_0 . Si par exemple on applique instantanément un couple C_e au cardan externe, il se superpose au mouvement de précession :

30

35

- une variation de l'angle β entre la direction du cardan interne et X, avec une amplitude $\beta \text{ max} = C_e I_1 / H^2$ (I_1 désignant l'inertie du cardan interne 36 autour de son axe de rotation Y),

5 - un mouvement de nutation du cardan interne, avec une pulsation ω_0 et une amplitude maximum $C_e / H\omega_0$.

On voit que, pour limiter l'amplitude de la nutation, il sera nécessaire de limiter la valeur des couples C_e et C_i à une valeur faible, ce qui impliquera une vitesse de
10 pointage faible (de l'ordre de quelques degrés par seconde dans la pratique) et de donner au moment cinétique $\vec{H}$ une valeur aussi élevée que possible.

En général, l'antenne de télécommunication d'un navire est montée dans les superstructures, pour avoir un champ
15 de visée dégagé. Elle est par exemple en tête de mât. La monture est donc soumise non seulement aux mouvements angulaires de roulis, tangage et lacet, mais aussi à des accélérations périodiques de levée, d'embardee et d'accélération horizontale. Dans la pratique, l'amplitude en roulis et en
20 tangage peut aller jusqu'à $\pm 30^\circ$.

Ces conditions d'emploi ayant été définies, on examinera maintenant comment s'effectue la stabilisation et le pointage et quelles sont les conditions à remplir pour obtenir la précision requise.

25 Stabilisation :

La stabilisation de l'antenne est assurée de façon passive par la raideur gyroscopique du volant 41. Si les cardans sont équilibrés, c'est-à-dire que le centre de gravité de chaque ensemble tournant est sur son axe, les accé-
30 lérations et mouvements angulaires ne provoquent aucun couple et seule subsiste une précession périodique résiduelle de valeur moyenne nulle sur un temps suffisamment long devant la période de roulis et de tangage. Cette précession, constituant erreur de pointage, conserve une valeur très faible
35 si le moment cinétique $\vec{H}$ est assez grand. Dans la pratique, la précision demandée ne dépassant pas quelques degrés, cette oscillation est peu gênante.

Mais il faut remarquer que les détecteurs angulaires

32 et 40 mesurent les mouvements des cardans qu'implique la stabilisation alors que le boîtier est soumis à un roulis et un tangage qui peuvent atteindre $\pm 30^\circ$. Pour éviter l'apparition d'une précession parasite périodique provoquée par la mise en action des moteurs 30 et 38, il est nécessaire de filtrer le signal de sortie des détecteurs 32 et 40, sauf si la constante de temps du système gyroscopique est suffisamment grande pour que la précession parasite reste inférieure à la précision demandée. Dans le cas représenté sur la Figure 2, chaque détecteur 32 ou 40 est suivi d'un filtre constitué par un réseau à retard de phase 48 ou 50, qui peut présenter une constante de temps de l'ordre de 1 mn. Ainsi, on ne laisse subsister dans le signal de sortie du détecteur angulaire en X 32 que la composante représentant l'angle d'élévation moyen, en écartant les composantes dues au roulis et au tangage du signal de sortie du détecteur. Il peut néanmoins subsister une erreur de gîte corrigée par le fonctionnement en poursuite automatique.

Quant à la stabilisation autour de l'axe de gisement en cas de mouvement de lacet ou de giration du navire, elle est assurée en réponse aux modifications du signal émis par le gyrocompas et représentant le cap θ du navire.

Pointage :

Le pointage de l'antenne a pour but de maintenir celle-ci dirigée vers le satellite et doit donc intervenir chaque fois que la direction du satellite change par rapport au navire, ce qui se produit à la suite d'une modification de la position du navire et/ou d'une modification de cap.

On définit généralement la direction du satellite par son azimuth et son élévation. L'azimut Az est l'angle dans le plan horizontal entre la direction du satellite et le Nord géographique. L'élévation El est l'angle formé dans le plan vertical par la direction du satellite et l'horizontale. Ces deux angles sont fonction de la longitude Lo et de la latitude La du navire. Le mode de réalisation de la Figure 2 comporte un calculateur d'élaboration des angles d'azimut et d'élévation Az et El du satellite en fonction de données mémorisées sur la position du satellite, généralement géostationnaire, et de données d'entrée constituées par le cap θ provenant du gyrocompas 14 et par la longitude et la

latitude, introduites par affichage. L'élaboration de Az et El n'exige que des calculs trigonométriques classiques qu'il n'est pas nécessaire de décrire ici.

Le signal de sortie Az, constitué par exemple par une tension proportionnelle à l'angle d'azimut, est appliqué à l'additionneur 42 qui reçoit également le signal de réaction provenant du détecteur 24. Le signal d'erreur résultant est envoyé à l'amplificateur 46 par l'intermédiaire d'un réseau correcteur d'avance de phase 54 qui permet d'améliorer dans une certaine mesure les performances de l'asservissement en gisement.

Dans la pratique, le détecteur 24 pourra être constitué par un potentiomètre multitour couplé, par un engrenage réducteur, à une roue dentée 56 solidaire de l'équipage 22 et engrenée par le pignon de sortie du motoréducteur 20.

Il existe évidemment un décalage dans le temps entre deux affichages successifs de la position du navire (longitude et latitude). La marche du navire fait en conséquence une erreur croissante entre la position affichée et la position réelle. Dans le mode de réalisation montré en Figure 2, cette erreur est corrigée par des moyens de poursuite automatique qui comprennent un écartomètre 58 qui fournit des tensions de sortie ΔX et ΔY correspondant respectivement à la correction de l'erreur en élévation et à la correction de l'erreur en azimut. La boucle de commande du moteur couple 38 du cardan interne comporte alors un additionneur analogique 60 qui reçoit les signaux El et ΔX , ainsi que le signal de contre-réaction filtré provenant du détecteur 32. Le signal de sortie est amplifié dans un amplificateur deux quadrants 62 ou appliqué à un relais polarisé pour commander le moteur 38. De façon similaire, la boucle de commande du moteur couple 30 comporte, en plus du détecteur 40, un additionneur 64 et un amplificateur 66. Mais l'action du moteur 30 ne visera toujours qu'à donner au cardan interne 36 qu'un écart faible par rapport à la position canonique, l'orientation en azimut étant essentiellement assurée par le motoréducteur 20. lors de la rotation.

toujours lente, en azimut, le détecteur 40 fournit un signal qui provoque l'intervention du moteur 30 et le maintien du pointage de l'antenne 60.

Le dispositif peut être complété par des moyens 68 de
5 visualisation des valeurs réelles du gisement et de l'élévation donnés à l'antenne, constitués par des voltmètres d'affichage des tensions de sortie des détecteurs 32 et 40, éventuellement après filtrage.

Lorsque les trois boucles de commande sont ainsi fermées,
10 le volant se trouve fixé par rapport à l'espace, c'est-à-dire au satellite géostationnaire.

On peut utiliser, au lieu du dispositif de la Figure 2, une version simplifiée et très économique, telle que celle montrée en Figure 3, qui ne comporte plus de calculateur
15 d'élaboration de l'azimut et de l'élévation. Ces valeurs doivent être calculées hors ligne, par exemple à l'aide d'une calculatrice programmée 70, puis affichées sur un pupitre 72 qui se substitue au calculateur 52, le reste du montage étant inchangé.

20 Le pointage en gisement a pour but d'éviter la venue en configuration interdite. L'axe Y est presque vertical, aux basses élévations, c'est-à-dire dans les conditions où peut se produire la configuration interdite, l'axe Y est presque vertical et la fixité du volant corrige par la suite l'erreur
25 en gisement, provoquée par exemple par les erreurs dues à la cinématique des cardans en cas de mer forte.

On décrira maintenant des constitutions matérielles des parties mécaniques du dispositif particulièrement adaptées à différents types d'antennes, qui diffèrent par leur masse, leur
30 inertie et la précision de pointage qu'elles requièrent.

La masse de l'antenne n'est pas négligeable et, pour équilibrer les cardans, on sera amené à déporter le volant par rapport aux axes X et Y, plutôt qu'à ajouter des masses additionnelles importantes qui augmentent considérablement l'inertie.
35 Mais des masselottes réglables seront en général prévues pour réaliser l'équilibrage fin autour des axes X et Y, bien qu'une résiduelle d'équilibrage soit tolérable puisque toutes les dérives en position du système gyroscopique

sont décelées dans les détecteurs angulaires 32 et 40 lorsque les boucles d'asservissement sont fermées.

L'inertie de l'antenne agit sur la stabilité et sur la fréquence de nutation et toute augmentation de cette inertie oblige, à stabilité donnée, à augmenter le moment cinétique $\vec{H} = I \cdot \omega$ du volant (I étant le moment d'inertie du volant). Cette action conduira à rapprocher au maximum l'antenne des axes de rotation X et Y pour diminuer l'inertie. Mais, malgré cela, tout accroissement des dimensions de l'antenne, par exemple pour accroître sa directivité, doit s'accompagner d'une augmentation du moment cinétique $\vec{H}$.

Cette augmentation peut s'effectuer par accroissement de la vitesse ω du volant qui a l'avantage de n'amener aucune inertie supplémentaire. Mais, dans la pratique, du moins si l'on utilise des paliers constitués par des roulements à bille, l'obtention d'une durée de vie satisfaisante (environ 50 000 h) interdit de dépasser une vitesse d'environ 6000 t/mn. On est donc conduit à augmenter les dimensions du volant, mais la force centrifuge constitue alors un facteur de limitation, la vitesse circonférentielle ne devant pas en pratique dépasser 120 m/s.

En conséquence, du moins lorsqu'on utilise des roulements classiques, le dispositif suivant l'invention ne permet que de stabiliser des antennes de dimension moyenne, dont le diamètre ne dépasse pas 1 m dans le cas d'une antenne parabolique. Dans le cas d'une antenne plane à réseau phasé, on peut accepter des dimensions plus importantes du fait de l'inertie réduite.

Bien entendu, des dimensions plus importantes peuvent être obtenues si l'on utilise des paliers magnétiques à suspension active ou des paliers hydrodynamiques qui permettent d'adopter des vitesses de volant élevées.

On décrira maintenant, à titre d'exemples, deux dispositifs destinés, l'un, au pointage d'une antenne à quatre hélices, l'autre au pointage d'une antenne parabolique.

La Figure 4, où les organes correspondant à ceux de la Figure 1 portent le même numéro de référence, montre le dispositif d'orientation d'une antenne à quatre hélices alors

que l'antenne est pointée au zénith sur un navire dont le roulis et le tangage se traduisent par une inclinaison α de l'axe de visée radioélectrique Z sur l'axe G, dans le plan GX. On retrouve sur la Figure 3 l'équipage mobile 22, constitué par un anneau de gisement qui tourne dans des roulements prévus dans le socle 18. L'anneau 22 porte le cardan 28 orientable autour de l'axe X par l'intermédiaire d'une broche 74 et de roulements 26. Le cardan 36 orientable autour de l'axe Y tourne sur le cardan 28 dans des roulements non visibles sur la Figure. On voit que le cardan "externe" 28 est ainsi logé à l'intérieur du cardan "interne" 36, ce qui simplifie la fabrication mécanique. Le moteur couple 30 est placé directement autour de la broche 74.

AU cardan 36 sont fixés l'antenne 10 et le carter 76 contenant le volant 41 et son moteur d'entraînement 78 (moteur à hystérésis par exemple). L'antenne 10 et le volant sont placés de part et d'autre de l'axe Y de façon à réaliser un équilibrage approché, qui peut être parfait à l'aide d'une masselotte réglable d'équilibrage en Y, 80. Une autre masselotte 82, dont la position sur le cardan 36 est réglable, permet d'assurer l'équilibrage en Y.

Dans cette disposition, les axes X, Y et G sont concourants, ce qui permet de donner au radôme 84 de protection de l'antenne une valeur proche de sa valeur minimum théorique.

Une telle disposition peut être adoptée pour une antenne standard B du projet IMMARSAT ou M5 du projet PROSAT destinée à fournir un gain d'environ 15 dB à 1,5 GHz et qui exige une précision de pointage de 6° . On arrive à maintenir une précision de $\pm 1,3^\circ$ jusqu'à des angles de roulis-tangage de $\pm 30^\circ$ pour une monture située à 30 m de l'axe de roulis, sans montage de réseau correcteur à la sortie des détecteurs angulaires 32 et 40. avec un poids d'antenne, avec le volant, ne dépassant pas 3,8 kg, le volant ayant un moment d'inertie de $4,82 \text{ kg.m}^2/\text{sec}$. tournant à 6000 t/mn.

La variante de réalisation montrée en Figure 5, où les organes correspondant à ceux de la Figure 4 portent encore le même numéro de référence, est destinée au pointage et à la stabilisation d'une antenne parabolique fournissant un

gain de 20 dB à 1,5 GHz, ce qui exige une précision de $\pm 2^\circ$. L'inertie de cette antenne étant supérieure à celle de l'antenne envisagée à propos de la Figure 3, le volant 41 doit avoir $17 \text{ kg.m}^2/\text{sec.}$ pour un poids de 5,5 kg.

5 La disposition montrée en Figure 5 se différencie essentiellement de celle de la Figure 4 par le fait que les axes X et Y ne sont pas concourants, ce qui permet de diminuer l'inertie de l'ensemble tout en conservant le même angle de roulis maximum α . Si en effet l'axe X avait coupé
10 l'axe Y au point O (Figure 4), il aurait été nécessaire d'allonger la distance OS entre l'axe Y et le fond de l'antenne et, donc, d'augmenter considérablement l'inertie, qui croît comme deux fois le carré de cette distance. En contrepartie, une masse additionnelle d'équilibrage, qui
15 peut être contenue dans la case à équipement 86, doit être placée sur la face inférieure du cardan externe 28 pour ramener le centre de gravité en O. La précision requise peut être obtenue à l'aide d'un volant tournant à 3000 t/mn et présentant un moment cinétique de $18 \text{ kg.m}^2/\text{s}$ tournant
20 dans des roulements à bille sous précontrainte.

D'autres modes de mise en oeuvre de l'invention sont encore possibles et, en particulier, dans le cas d'une antenne de révolution, cette dernière peut être utilisée comme volant, pour compléter l'action du volant 41 de la
25 Figure 1 ou s'y substituer.

A titre d'exemple, la Figure 6 montre un dispositif de stabilisation d'antenne parabolique disque 10 dans lequel on utilise cette antenne, entraînée en rotation par le moteur 78 autour de l'axe Z, comme volant de stabilisation. Dans ce cas, il
30 n'est pas nécessaire d'utiliser un contact tournant sur les jonctions électriques de l'antenne avec les parties fixes. Sur la Figure 6, le dispositif de pointage est du type montré en Figure 3 et les mêmes numéros de référence ont été utilisés. Cette solution est utilisable pour des antennes
35 de faible diamètre. Par exemple, elle peut être envisagée pour une antenne disque de 0,85 m de diamètre tournant à une vitesse angulaire de 200 t/mn et présentant un moment

cinétique de 15 N.m.s.

De nouveau, pour modifier la position de l'axe Z,
on utilise la précession gyroscopique, un couple appliqué
autour de l'axe X provoquant une vitesse de sortie autour
5 de l'axe Y et inversement. On remarquera que, dans le mode
de réalisation illustré, l'axe Z est décalé par rapport à
l'axe de gisement G, au lieu d'être confondu avec lui, lors-
que l'antenne vise le zénith.

REVENDEICATIONS

1. Dispositif de stabilisation et de pointage d'antenne sur navire, comprenant, sur un socle (18), une monture munie de moyens d'orientation en gisement et portant un ensemble gyroscopique à deux degrés de liberté dont le cardan externe (28) a un axe de rotation (axe X) perpendiculaire à l'axe de gisement et dont le cardan interne (36) a un axe de rotation (axe Y) orthogonal à l'axe X et qui est lié en pointage à l'antenne; caractérisé en ce que l'ensemble gyroscopique comporte un volant unique de moment cinétique important par rapport à l'inertie de l'antenne (10), en ce que chaque cardan est muni d'un moteur couple (30, 38) commandé par une boucle dont le signal de réaction est fourni par un capteur (40,32) d'orientation de l'autre cardan et en ce que les moyens (24, 42, 46, 20) d'orientation autour de l'axe de gisement sont prévus pour assurer approximativement le pointage moyen de l'antenne en gisement et, en conséquence, maintenir l'ensemble gyroscopique à proximité de la position canonique.

2. Dispositif suivant la revendication 1, caractérisé en ce que chacune des boucles d'asservissement comporte des moyens de filtrage passe-bas (48,50) de caractéristiques déterminées en fonction du moment cinétique du volant, des paramètres des mouvements angulaires appliqués au socle et de la précision de pointage requise.

3. Dispositif suivant la revendication 2, caractérisé en ce que les moyens de filtrage sont constitués par des réseaux de retard de phase ayant une constante de temps largement supérieure à la période des sollicitations appliquées.

4. Dispositif suivant la revendication 1, 2 ou 3, caractérisé en ce que les moyens d'orientation autour de l'axe de gisement comportent un motoréducteur d'entraînement en rotation, par une liaison irréversible, et un circuit de commande en fonction du cap et de la valeur affichée de l'azimut du satellite, tandis que la boucle associée au cardan interne reçoit un signal de correction tenant compte des variations de gisement et de l'écart issu de l'écartomètre.

5. Dispositif suivant l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'il comprend un calculateur (52)

d'élaboration d'un signal d'élévation, appliqué à la boucle d'asservissement du premier cardan, et d'un signal d'azimut, appliqué au circuit de commande d'orientation en azimut, à partir du cap et de la longitude et de la latitude du véhicule 5 (navire en général) porteur de l'antenne.

6. Dispositif suivant la revendication 5, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens de poursuite automatique dont les signaux d'écart entre la direction du satellite et celle de l'antenne (Δx et Δy) sont déterminés par un écartomètre (58) 10 et corrigent la position de la poursuite programmée donnée par l'élaborateur (azimut et élévation), les signaux Δy et Δx étant envoyés aux boucles d'asservissement du second cardan et du premier cardan, respectivement.

7. Dispositif suivant l'une quelconque des revendications 15 1 à 5, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens d'affichage de l'azimut et de l'élévation déterminés à l'aide d'un calculateur séparé.

8. Dispositif suivant l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce que le cardan externe (28) est placé 20 matériellement à l'intérieur du cardan externe (36).

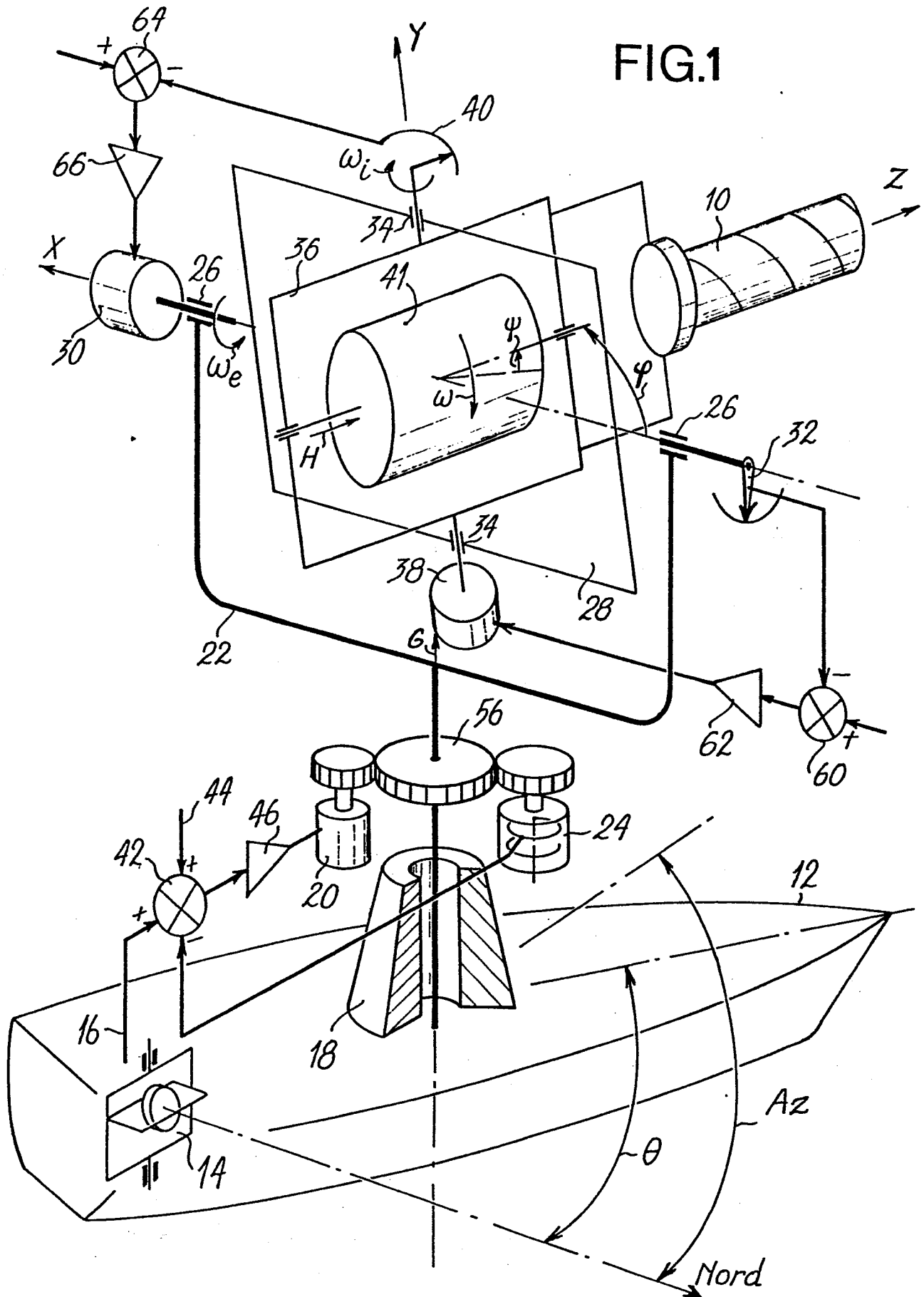
9. Dispositif suivant l'une quelconque des revendications 1 à 8, caractérisé en ce que l'antenne (10) et le volant (41) sont placés le long de l'axe de visée de part et d'autre de l'axe Y pour réaliser un équilibre approché.

25 10. Dispositif suivant l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que les cardans sont munis de masselottes réglables d'équilibre (80,82).

11. Dispositif suivant l'une quelconque des revendications 1 à 8, caractérisé en ce que l'antenne, de révolution, est 30 solidaire du volant ou substituée à lui de façon que son moment cinétique contribue à la stabilisation ou l'assure.

12. Dispositif suivant l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que les axes X et Y sont non concourants.

FIG.1



[illegible]

Block diagram of a control system (G.3). The system includes a summing junction (42) with inputs 20 and 24, and output 32. The output 32 is fed into a controller block (72) containing a gain element A_2 . The controller output is fed into a plant block (60) containing a gain element E_1 . The plant output is fed back to the summing junction (42) via a feedback sensor (70) which outputs 38. The plant also outputs 36. The feedback sensor (70) is shown as a handheld device with a display and buttons.

FIG.4

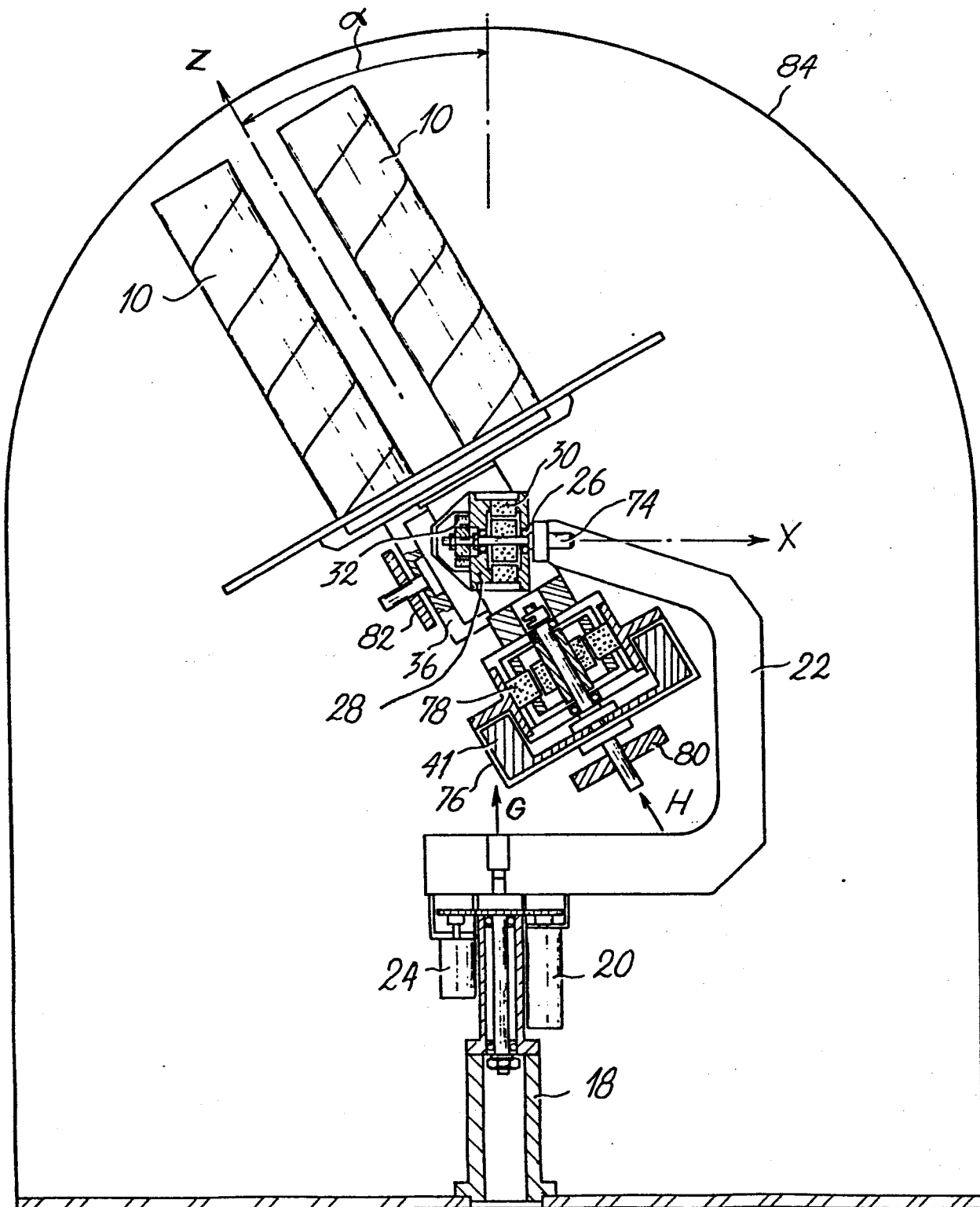
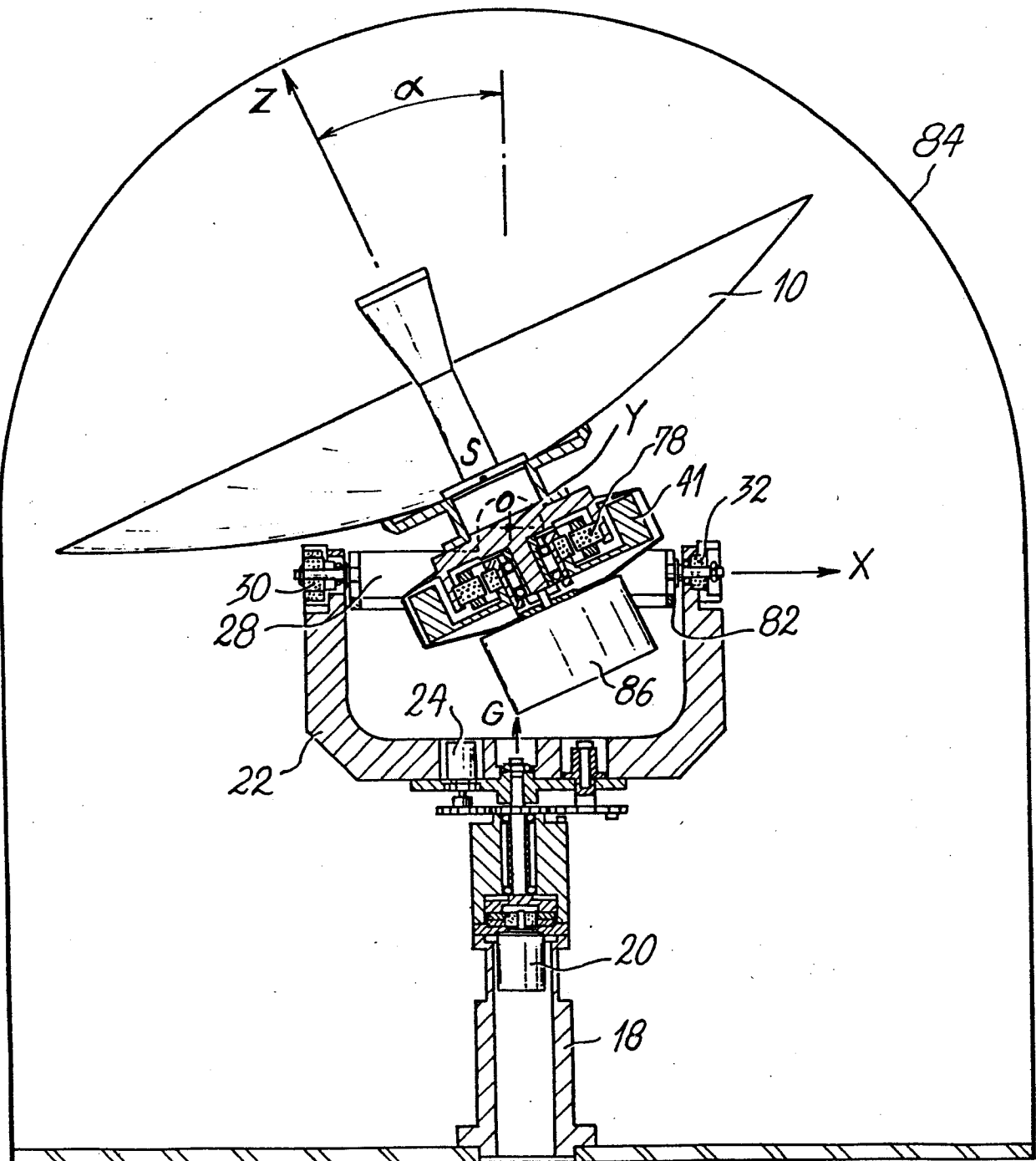


FIG.5





Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

0142397
Numéro de la demande

EP 84 40 1833

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int. Cl.4)
A	FR-A-2 243 531 (B.E. INDUSTRIES) * En entier *	1,10	H 01 Q 1/18
A	FR-A-2 367 271 (HAWKER SIDDELEY) * En entier *	1	
A	GB-A- 890 264 (STANDARD TELEPHONES) * En entier *	1	
D,A	IEEE CONFERENCE PUBLICATION, no. 160, 7-9 mars 1978, pages 123-126, IEEE, New York, USA; M.B. JOHNSON: "Antenna control system for a ship terminal for MARISAT"	4,6,7	
A	US-A-4 334 226 (K. EGUCHI et al.)		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl.4)
A	US-A-4 156 241 (J.G. MOBLEY et al.)		H 01 Q
A	US-A-3 789 414 (G.B. BAUER et al.)		
A	US-A-2 477 574 (F.D. BRADDON)		
Le présent rapport de recherche a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 28-12-1984	Examineur CHAIX DE LAVARENE C.
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES			
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	