

(19)



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets



(11)

EP 0 628 783 B2

(12)

NOUVEAU FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention de la décision concernant l'opposition:
27.08.2003 Bulletin 2003/35

(51) Int Cl.⁷: **F42B 10/64**

(45) Mention de la délivrance du brevet:
12.08.1998 Bulletin 1998/33

(21) Numéro de dépôt: **94401101.4**

(22) Date de dépôt: **18.05.1994**

(54) **Système d'actionnement pour gouverne aérodynamique et systèmes pour le pilotage d'aéronefs**

Betätigungsstystem für einen aerodynamischen Ruder und Luftfahrzeugführungssystem

Actuation system for an aerodynamic control surface and aircraft steering system

(84) Etats contractants désignés:
BE CH DE ES GB IT LI NL PT SE

(56) Documents cités:

(30) Priorité: **07.06.1993 FR 9306779**

DE-A- 3 606 835 GB-A- 1 057 863
GB-A- 1 158 258 US-A- 4 143 837
US-A- 4 274 610

(43) Date de publication de la demande:
14.12.1994 Bulletin 1994/50

- Usage antérieur allégué d'un missile Anti-Tank BILL de la Société BOFORS (aucun document déposé)
- Brochure "BOFORS Anti-Tank Missile System BILL Description Firing Unit", imprimé en 1987, pages 1 à 10
- BOFORS BILL "Instructor Gunner Handbook", daté d'avril 1991, page de garde et pages 52 à 55
- BOFORS Supplément spécial de publicité pour la revue "International Defense Review 6/1998", pages 22 et 23

(73) Titulaire: **AEROSPATIALE MATRA**
75781 Paris Cédex 16 (FR)

(72) Inventeur: **Ansaldi, Jean-Baptiste**
F-91400 Orsay (FR)

(74) Mandataire: **Bonnetat, Christian**
CABINET BONNETAT
29, rue de St. Pétersbourg
75008 Paris (FR)

EP 0 628 783 B2

Description

[0001] La présente invention concerne un système d'actionnement pour gouverne aérodynamique, ainsi que des systèmes pour le pilotage d'aéronefs pilotés en couple par des gouvernes aérodynamiques, comportant au moins un tel système d'actionnement.

[0002] On sait que le pilotage d'aéronefs, en particulier des bombes guidées ou des missiles, par l'intermédiaire de gouvernes aérodynamiques suppose, pour être précis, que les systèmes d'actionnement de ces gouvernes aérodynamiques présentent des propriétés bien définies. La fiabilité de ces systèmes d'actionnement, notamment, doit être extrêmement élevée, en particulier lorsqu'ils sont destinés à des applications militaires où toute imprécision dans le pilotage risque d'avoir des conséquences irrémédiables. A cet effet, lesdits systèmes d'actionnement doivent, en particulier, atteindre des performances en couple et en temps de réponse très élevées.

[0003] La présente invention a pour objet de fournir un système d'actionnement simple, peu coûteux et à très faible vieillissement, qui est susceptible de satisfaire les exigences mentionnées précédemment.

[0004] A cette fin, selon l'invention, le système d'actionnement pour amener une gouverne aérodynamique dans l'une ou l'autre de deux positions actives, stables et opposées l'une de l'autre par rapport à une position neutre, ladite gouverne aérodynamique étant montée rotative sur un support fixe, ledit système d'actionnement comportant deux bobines électromagnétiques agencées sur ledit support fixe, l'une en regard de l'autre, pour faire tourner ladite gouverne aérodynamique à l'encontre de l'action de moyens élastiques, est remarquable en ce que ledit système d'actionnement comporte de plus :

- une palette mobile, dont l'une des extrémités est fixée élastiquement audit support fixe par l'intermédiaire d'une lame de ressort de sorte que, en position neutre de la gouverne, ladite palette mobile et ladite lame de ressort sont orthogonales, et dont l'autre extrémité est disposée entre lesdites bobines et est susceptible d'être attirée par chacune desdites bobines ; et
- un élément mobile solidaire de ladite palette et portant ladite gouverne aérodynamique.

[0005] Ainsi, grâce à l'invention, la commutation de la gouverne aérodynamique de l'une de ses positions actives stables à l'autre est obtenue simplement par l'activation desdites bobines électromagnétiques, ce qui provoque un déplacement de la palette mobile entraînant la commutation de ladite gouverne aérodynamique.

[0006] On notera que le document GB-A-1 057 863 dont l'exposé forme la base du préambule de la revendication indépendante 1, décrit un système d'actionne-

ment pour amener une gouverne aérodynamique dans l'une ou l'autre de deux positions actives et stables, ladite gouverne aérodynamique étant montée rotative sur un support fixe et ledit système comportant une seule bobine électromagnétique associée à ladite gouverne, agencée sur ledit support fixe et agissant directement sur ladite gouverne (sans interposition de palette) pour la faire tourner à l'encontre de l'action d'un ressort, de façon que ladite gouverne puisse prendre (exclusivement, sans position neutre) l'une ou l'autre de deux positions extrêmes.

[0007] On remarquera que les éléments constituant ledit système d'actionnement conforme à la présente invention sont peu nombreux et d'un coût restreint. De ce fait, d'une part le prix de fabrication du système d'actionnement conforme à l'invention est faible et, d'autre part, le volume du système d'actionnement est extrêmement réduit, ce qui est très avantageux pour son utilisation sur des aéronefs de petite taille, par exemple des missiles légers.

[0008] De façon avantageuse, ledit élément mobile est constitué d'un arbre rotatif.

[0009] On remarquera de plus que, grâce à l'utilisation de ladite lame de ressort et desdites bobines électromagnétiques, ledit système d'actionnement selon l'invention présente des performances élevées en couple et en temps de réponse.

[0010] La présente invention concerne également un système pour le pilotage d'un aéronef piloté en couple par au moins deux gouvernes aérodynamiques, ledit système de pilotage comportant au moins un système d'actionnement tel que celui décrit précédemment.

[0011] L'invention concerne, plus particulièrement, un système de pilotage d'un aéronef en autorotation comportant deux gouvernes aérodynamiques agencées symétriquement par rapport au corps de ce dernier. Ce système de pilotage peut notamment être utilisé sur des missiles multimissions et antiariens légers, qui se caractérisent par une grande vitesse et une faible masse après le lancement. Un pilotage en couple efficace ne nécessite alors que des gouvernes aérodynamiques de taille réduite.

[0012] Chacune desdites gouvernes aérodynamiques peut être actionnée par un système d'actionnement individuel conforme à l'invention et lesdites gouvernes aérodynamiques sont commandées, de façon synchrone, symétriquement par rapport au corps de l'aéronef, par l'activation simultanée d'une bobine de chacun desdits systèmes d'actionnement individuels.

[0013] En variante, lesdites gouvernes sont actionnées par un système d'actionnement commun, ledit système d'actionnement commun comportant un élément mobile supplémentaire identique audit élément mobile et solidaire de ladite palette dans une position symétrique par rapport à celle dudit élément mobile, ledit élément mobile portant l'une desdites gouvernes aérodynamiques et ledit élément mobile supplémentaire portant l'autre desdites gouvernes aérodynamiques.

[0014] Ce système de pilotage est particulièrement approprié à des aéronefs de très faible taille, en particulier des mini missiles, dont le volume réduit ne permet pas l'agencement de plusieurs systèmes d'actionnement, et dont les gouvernes aérodynamiques de surface restreinte sont soumises à des forces relativement faibles et peuvent ainsi être actionnées par un seul système d'actionnement.

[0015] Les systèmes de pilotage, à un ou deux systèmes d'actionnement, tels que ceux décrits précédemment, et comportant deux gouvernes aérodynamiques à deux positions stables chacune, actionnées symétriquement de façon synchrone, sont susceptibles de prendre l'une ou l'autre de deux positions de pilotage, en fonction de la position stable commune dans laquelle se trouvent lesdites gouvernes aérodynamiques.

[0016] Selon l'invention, lorsque le module de la force de pilotage est égal à f dans chacune desdites deux positions de pilotage, ledit système de pilotage est remarquable en ce que, pour obtenir sur un tour de rotation de l'aéronef une force moyenne de pilotage de module F_1 dirigée selon une direction définie, il est successivement commuté :

- dans l'une desdites positions de pilotage pendant une durée correspondant à un angle $2S$ d'un cercle représentant la durée d'un tour de rotation de l'aéronef ; et
- dans l'autre position de pilotage pendant le reste dudit tour de rotation, l'angle $2S$ vérifiant la relation $|\sin S| = (\pi/2)f \cdot F_1$ et comportant comme bissectrice ladite direction définie.

[0017] Ainsi, on obtient facilement la force de pilotage recherchée et ceci simplement en mettant le système de pilotage, pendant des durées respectives plus ou moins longues, dans l'une ou l'autre desdites positions de pilotage. Par exemple, pour obtenir une force moyenne de pilotage F_1 maximale de valeur $2f/\pi$, il suffit de mettre ledit système, pendant un demi-tour de rotation, dans l'une desdites positions de pilotage, et pendant l'autre demi-tour de rotation, dans l'autre position de pilotage, de sorte que $S = \pi/2$.

[0018] Toutefois, le mode de commutation précédent présente un inconvénient lorsque l'on recherche une force de pilotage très faible. En effet, le système d'actionnement permettant la commutation présente un seuil temporel, correspondant à son temps de réponse. Par conséquent, il est impossible d'obtenir un angle $2S$ correspondant à une durée inférieure à ce seuil temporel.

[0019] De façon avantageuse, afin de remédier à cet inconvénient et pour obtenir, sur un tour de rotation de l'aéronef, une force moyenne de pilotage de module F_2 dirigée selon une direction définie, ledit système de pilotage est successivement commuté :

- dans l'une desdites positions de pilotage pendant

deux périodes non successives correspondant respectivement à deux angles $2S_1$ et $2S_2$ d'un cercle représentant la durée d'un tour de rotation de l'aéronef ; et

- 5 - dans l'autre position de pilotage pendant le reste dudit tour de rotation, lesdits angles S_1 et S_2 étant opposés, comportant comme même bissectrice ladite direction définie et vérifiant la relation $|\sin S_1 - \sin S_2| = (\pi/2)F_2$.

[0020] Ainsi, il est possible d'obtenir des forces de pilotage de module aussi faible que souhaité, en minimisant la différence entre les angles S_1 et S_2 . Ce système de pilotage permet, par conséquent, d'obtenir aussi bien 15 des forces de pilotage très faibles que des forces de pilotage importantes, et est particulièrement bien adapté aux missiles multimissions.

[0021] La présente invention concerne également un 20 système de pilotage d'un aéronef comportant quatre gouvernes aérodynamiques agencées autour dudit aéronef de façon uniformément espacée.

[0022] Selon l'invention, un tel système de pilotage, qui est particulièrement adapté à un gros missile air-sol ou à une bombe planante à manœuvre limitée, est remarquable en ce que les gouvernes à chaque fois opposées sont identiques et en ce que chacune d'elles est actionnée par un système d'actionnement individuel conforme à l'invention.

[0023] De façon avantageuse, ledit système de pilotage est muni d'un dispositif de commande destiné à commander l'activation des bobines électromagnétiques des différents systèmes d'actionnement individuels, comportant:

- 35 - un système de guidage, déterminant les ordres de roulis, tangage et lacet ; et
- un calculateur, recevant lesdits ordres, et déterminant l'activation des différentes bobines électromagnétiques.

[0024] Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

[0025] La figure 1 est une vue partielle en perspective d'un système d'actionnement conforme à l'invention.

[0026] La figure 2 montre, de façon schématique, le 50 système de pilotage d'un aéronef, comportant deux gouvernes aérodynamiques actionnées par deux systèmes d'actionnement séparés.

[0027] La figure 3 montre, de façon schématique, le système de pilotage d'un aéronef, comportant deux gouvernes aérodynamiques actionnées par le même système d'actionnement.

[0028] La figure 4 illustre la génération d'une force latérale de pilotage, selon un premier principe de pilotage.

[0029] La figure 5 illustre la génération d'une force latérale de pilotage, selon un second principe de pilotage.

[0030] La figure 6 est le schéma synoptique du système de pilotage d'un aéronef comportant quatre gouvernes aérodynamiques.

[0031] On remarquera que, sur les figures 1, 2, 3 et 6, les gouvernes sont représentées schématiquement sous la forme de palettes.

[0032] Le système d'actionnement 1, conforme à l'invention et représenté sur la figure 1, est destiné à actionner une gouverne aérodynamique G représentée partiellement et schématiquement sur cette figure.

[0033] Conformément à l'invention, ledit système d'actionnement 1 comporte deux bobines électromagnétiques identiques A et B agencées l'une en regard de l'autre sur un support fixe 2, pouvant être fixé sur le corps d'un aéronef (non représenté). Lesdites bobines A et B sont activables indépendamment, par l'intermédiaire d'un système de commande (non représenté).

[0034] Ledit système d'actionnement 1 comporte également une palette mobile P fixée élastiquement par l'une de ses extrémités 4 sur le support fixe 2, par l'intermédiaire d'une lame de ressort 5 solidaire à la fois de ladite extrémité 4 et dudit support 2. A cet effet, ladite lame de ressort 5 est encastrée par ses extrémités opposées, à la fois dans ledit support fixe 2 et dans l'extrémité 4 de la palette P. L'autre extrémité (libre) 6 de la palette P est disposée entre lesdites bobines A et B. Lorsque les bobines A et B ne sont pas activées, la palette mobile P se trouve dans un plan médian π , partiellement représenté en traits mixtes sur la figure 1, équidistant desdites bobines A et B, parallèle aux faces internes respectives 8 et 9 de ces dernières et orthogonale à la lame de ressort 5.

[0035] L'activation de l'une ou l'autre desdites bobines provoque le déplacement de la palette P, par rotation autour d'un axe X-X défini par l'intersection du plan médian n et de la lame de ressort 5, de sorte que l'extrémité libre 6 de la palette P vient au contact de la bobine qui est activée et reste dans cette position tant que cette bobine est activée.

[0036] Par ailleurs, un élément mobile, en l'occurrence un arbre rotatif 7, est solidaire latéralement à ladite palette P au niveau de l'extrémité 4 de cette dernière, coaxialement à l'axe X-X.

[0037] Ledit arbre rotatif 7 porte la gouverne aérodynamique G agencée parallèlement à la palette P et représentée en traits pleins dans sa position neutre sur la figure 1.

[0038] Par conséquent, ladite gouverne G est solidaire du déplacement de l'extrémité libre 6 de la palette P entre les bobines A et B.

[0039] Ainsi, conformément à l'invention, ladite gouverne aérodynamique G peut être amenée dans l'une de deux positions actives, stables et opposées 10 et 11, partiellement représentées en traits interrompus sur la figure 1, à savoir :

- dans la position active stable 10 qui fait un angle $+\Theta$ par rapport à la position neutre, lorsque la bobine

ne A est activée et que l'extrémité libre 6 de la palette P se trouve au contact de celle-ci ; et

- dans la position active stable 11 qui fait un angle $-\Theta$ par rapport à la position neutre, lorsque la bobine B est activée et que l'extrémité libre 6 se trouve au contact de cette dernière.

[0040] La commutation de la gouverne aérodynamique G de l'une de ses positions actives stables à l'autre est donc obtenue par l'inversion de l'activation des bobines.

[0041] Le système d'actionnement 1 conforme à l'invention peut être utilisé dans un système de pilotage 12 d'un aéronef 14 en autorotation autour de son axe Y-Y, dont on a représenté sur la figure 2, partiellement et de façon schématique, le corps 13. Ledit aéronef 14 est piloté en couple par deux gouvernes aérodynamiques G1 et G2 identiques, agencées de façon symétrique par rapport à l'axe Y-Y. Chacune desdites gouvernes aérodynamiques G1 et G2 est actionnée par un système d'actionnement 1 individuel, et ceci de manière synchrone, de sorte que lesdites gouvernes se trouvent toujours dans un même plan de pilotage. A cet effet, les bobines A de chacun des deux systèmes d'actionnement 1 sont activées en même temps. Il en est de même des bobines B.

[0042] Ainsi, le système de pilotage 12 peut prendre deux positions de pilotage différentes, à savoir :

- une première position de pilotage, lorsque les palettes P sont au contact des bobines A et qu'alors les gouvernes aérodynamiques G1 et G2 se trouvent respectivement dans des positions 15 et 16 partiellement représentées en traits interrompus sur la figure 2 et faisant un angle $+\Theta$ avec la position médiane représentée ; et
- une seconde position de pilotage, lorsque les palettes P sont au contact des bobines B et qu'alors les gouvernes aérodynamiques G1 et G2 se trouvent respectivement dans des positions 17 et 18 partiellement représentées en traits interrompus et faisant un angle $-\Theta$ avec la position médiane représentée.

[0043] Selon que le système de pilotage 12 se trouve dans l'une ou l'autre desdites positions de pilotage, il engendre deux forces de pilotage de même module, dirigées selon une même direction Z-Z (perpendiculaire aux directions X-X et Y-Y) mais de sens opposé.

[0044] Dans un autre mode de réalisation, tel que représenté sur la figure 3, le système de pilotage 20 comporte un seul système d'actionnement 1 pour actionner les deux gouvernes aérodynamiques G1 et G2.

[0045] A cet effet, le système d'actionnement 1 comporte deux arbres 7 opposés, agencés latéralement sur la palette P, de part et d'autre de la lame de ressort 5, suivant la direction X-X, et portant respectivement lesdites gouvernes aérodynamiques G1 et G2. De même que le système de pilotage 12 de la figure 2, le système

de pilotage 20 peut prendre deux positions de pilotage différentes :

- une première position de pilotage, lorsque la palette P est au contact de la bobine A et que les gouvernes aérodynamiques G1 et G2 se trouvent respectivement dans les positions 15 et 16; et
- une seconde position de pilotage, lorsque la palette P est au contact de la bobine B et que les gouvernes aérodynamiques G1 et G2 se trouvent alors respectivement dans les positions 17 et 18.

[0046] Le pilotage de l'aéronef 14 en autorotation est effectué de la même manière pour les deux systèmes de pilotage 12 et 20 décrits précédemment. A cet effet, sur un tour de rotation, le système de pilotage 12 ou 20 est successivement commuté dans ses deux positions de pilotage, engendrant ainsi à tout instant une force de pilotage de module f , de direction Z-Z, et dont le sens dépend, à un instant donné, de la position de pilotage utilisée à cet instant.

[0047] Selon un premier principe de pilotage, tel qu'il illustré schématiquement sur la figure 4, le système de pilotage 12 ou 20 est maintenu dans une première position de pilotage pendant une durée correspondant à un angle 2S d'un cercle C, représentant la durée d'un tour de rotation de l'aéronef, puis est commuté dans l'autre position de pilotage pendant le reste de la durée dudit tour de rotation.

[0048] Ladite première position de pilotage engendre, à des instants successifs, sur le cercle C, le long de l'arc de cercle défini par l'angle 2S, des forces radiales de même module f (telles que représentées en des points 21), tandis que la seconde position de pilotage engendre des forces de pilotage de même module f mais de sens opposé (telles que représentées en des points 22). **[0049]** Toutefois, comme l'aéronef tourne sur lui-même, ces forces de sens opposé engendrées pendant la rotation présentent sur un tour des effets additionnels de sorte que l'on obtient, pour un tour de rotation, une force moyenne de pilotage F_1 de module $F_1 = (2/\pi) \cdot f \cdot |\sin S|$ dirigée selon la bissectrice Ox de l'angle 2S.

[0050] On remarquera, toutefois, que cette force de pilotage F_1 reste toujours supérieure à une force minimale. En effet, le système d'actionnement présente un seuil temporel correspondant à son temps de réponse qui dépend, en particulier, de la raideur de la lame de ressort 5, de la résistance et de l'inductance des bobines A et B et de l'inertie du système d'actionnement. Par conséquent, l'angle S est toujours supérieur à un angle S_{min} , tel que $S_{min} = \phi\tau/2$ où ϕ représente la vitesse de rotation de l'aéronef et τ le seuil temporel du système d'actionnement, et donc la force de pilotage F_1 est toujours supérieure à une force minimale $F_{min} = (2/\pi) \cdot f \cdot |\sin(S_{min})|$.

[0051] Selon un second principe de pilotage, tel qu'il illustré schématiquement sur la figure 5, le système de pilotage 12 ou 20 est commuté dans une même position

de pilotage pendant deux durées correspondant respectivement à deux angles 2S1 et 2S2 sur le cercle C et définies de sorte que ces angles 2S1 et 2S2 sont opposés et présentent la même bissectrice L-L. Le reste 5 de la rotation, correspondant à deux angles α et β identiques, le système de pilotage est commuté dans l'autre position de pilotage.

[0052] Les forces de pilotage engendrées sur les angles 2S1 et 2S2, dans une position de pilotage identique, mais pour deux positions opposées de l'aéronef autour de son axe Y-Y, présentent des effets contraires. Il en est de même des effets produits sur les angles α et β . Toutefois, comme lesdits angles α et β sont identiques, les effets produits le long de leur bissectrice commune (non représentée) s'annulent, ce qui n'est pas le cas pour les angles 2S1 et 2S2 (lorsqu'ils sont différents, tel que représenté). Ainsi, on obtient, sur un tour de rotation de l'aéronef, une force moyenne de pilotage F_2 , ne dépendant que des angles S1 et S2, de module $F_2 = (2/\pi) \cdot f \cdot |\sin S_1 - \sin S_2|$, dirigée le long de la bissectrice commune L-L des angles 2S1 et 2S2.

[0053] Ce second principe de pilotage est particulièrement approprié pour obtenir des forces de pilotage F_2 de module restreint, puisqu'il est possible de rendre la 25 différence $|\sin S_1 - \sin S_2|$ aussi faible que souhaité, en utilisant des angles S1 et S2 proches l'un de l'autre.

[0054] Le système d'actionnement 1 conforme à l'invention peut également être utilisé dans un système de pilotage 25, tel que représenté schématiquement sur la figure 6, pour piloter des aéronefs relativement lourds, par exemple un gros missile air-sol ou une bombe planante à manœuvre limitée, par l'intermédiaire de quatre gouvernes aérodynamiques G3, G4, G5 et G6.

[0055] Lesdites gouvernes aérodynamiques G3, G4, 35 G5 et G6, actionnées chacune par un système d'actionnement 1 individuel, sont agencées autour de l'aéronef (non représenté), en étant à chaque fois écartées de 90°, de sorte que, d'une part les gouvernes aérodynamiques G3 et G5 qui sont identiques et, d'autre part, les 40 gouvernes aérodynamiques G4 et G6 qui sont identiques, sont disposées de façon symétrique par rapport à l'axe dudit aéronef.

[0056] Le pilotage dudit aéronef est effectué en modifiant l'activation des bobines électromagnétiques A et 45 B des différents systèmes d'actionnement 1, et donc la position des gouvernes aérodynamiques correspondantes.

[0057] A cet effet, ledit système de pilotage 25 est muni d'un dispositif de commande embarqué 26, 50 comportant :

- un système de guidage 27 déterminant les ordres de roulis, de tangage et de lacet ; et
- un calculateur 28, recevant lesdits ordres par l'intermédiaire d'une liaison 29, déterminant l'activation des bobines électromagnétiques A et B des systèmes d'actionnement 1 associés à chacune des gouvernes aérodynamiques G3, G4, G5 et G6,

et commandant lesdites bobines A et B par l'intermédiaire de liaisons 30 à 33.

Revendications

1. Système d'actionnement (1) pour amener une gouverne aérodynamique (G) dans l'une ou l'autre de deux positions actives, stables et opposées l'une de l'autre par rapport à une position neutre, ladite gouverne aérodynamique (G) étant montée rotative sur un support fixe (2), ledit système d'actionnement (1) comportant deux bobines électromagnétiques (A, B) agencées sur ledit support fixe (2), l'une en regard de l'autre, pour faire tourner ladite gouverne aérodynamique à l'encontre de l'action de moyens élastiques,
caractérisé en ce que ledit système d'actionnement (1) comporte de plus :
 - une palette mobile (P), dont l'une (4) des extrémités est fixée élastiquement audit support fixe (2) par l'intermédiaire d'une lame de ressort (5) de sorte que, en position neutre de la gouverne, ladite palette mobile (P) et ladite lame de ressort (5) sont orthogonales, et dont l'autre extrémité (6) est disposée entre lesdites bobines (A, B) et est susceptible d'être attirée par chacune desdites bobines ; et
 - un élément mobile (7) solidaire de ladite palette (P) et portant ladite gouverne aérodynamique (G).
2. Système selon la revendication 1,
caractérisé en ce que ledit élément mobile est constitué d'un arbre rotatif (7).
3. Système pour le pilotage d'un aéronef piloté en couple par au moins deux gouvernes aérodynamiques (G1, G2, G3, G4, G5, G6),
caractérisé en ce qu'il comporte au moins un système d'actionnement (1) selon l'une des revendications 1 et 2.
4. Système pour le pilotage d'un aéronef en autorotation, comportant deux gouvernes aérodynamiques identiques (G1, G2) agencées symétriquement par rapport au corps de ce dernier, selon la revendication 3,
caractérisé en ce que chacune desdites gouvernes aérodynamiques (G1, G2) est actionnée par un système d'actionnement (1) individuel et **en ce que** lesdites gouvernes aérodynamiques (G1, G2) sont commandées, de façon synchrone, symétriquement par rapport au corps de l'aéronef, par l'activation simultanée d'une bobine de chacun desdits systèmes d'actionnement individuels.

5. Système pour le pilotage d'un aéronef en autorotation, comportant deux gouvernes aérodynamiques identiques (G1, G2) agencées symétriquement par rapport au corps de ce dernier, selon la revendication 3,
caractérisé en ce que lesdites gouvernes (G1, G2) sont actionnées par un système d'actionnement (1) commun, ledit système d'actionnement (1) commun comportant un élément mobile supplémentaire (7) identique audit élément mobile (7) et solidaire de ladite palette dans une position symétrique par rapport à celle dudit élément mobile, ledit élément mobile portant l'une desdites gouvernes aérodynamiques et ledit élément mobile supplémentaire portant l'autre desdites gouvernes aérodynamiques.
6. Système selon l'une des revendications 4 ou 5, pour le pilotage d'un aéronef, comportant deux gouvernes aérodynamiques, à deux positions actives stables chacune, actionnées symétriquement de façon synchrone et mettant, en fonction de la position stable commune dans laquelle elles se trouvent, ledit système de pilotage dans l'une de deux positions de pilotage, le module de la force pilotage étant égal à f dans chacune desdites positions de pilotage,
caractérisé en ce que, pour obtenir sur un tour de rotation de l'aéronef une force moyenne de pilotage de module F1 dirigée selon une direction définie (Ox), il est successivement commuté :
 - dans l'une desdites positions de pilotage pendant une durée correspondant à un angle $2S$ d'un cercle (C) représentant la durée d'un tour de rotation de l'aéronef ; et
 - dans l'autre position de pilotage pendant le reste dudit tour de rotation, l'angle $2S$ vérifiant la relation $|\sin S| = (\pi/2)f$.F1 et comportant comme bissectrice ladite direction définie (Ox).
7. Système selon l'une des revendications 4 ou 5, pour le pilotage d'un aéronef, comportant deux gouvernes aérodynamiques à deux positions actives stables chacune, actionnées symétriquement de façon synchrone, et mettant, en fonction de la position stable dans laquelle elles se trouvent, ledit système dans l'une de deux positions de pilotage, le module de la force de pilotage étant égal à f dans chacune desdites positions de pilotage,
caractérisé en ce que, pour obtenir sur un tour de rotation de l'aéronef une force moyenne de pilotage de module F2 dirigée selon une direction définie ($L-L$), il est successivement commuté :
 - dans l'une desdites positions de pilotage pendant deux périodes non successives correspondant respectivement à deux angles $2S1$ et $2S2$ d'un cercle (C) représentant la durée d'un tour de rotation de l'aéronef ; et

- dans l'autre position de pilotage pendant le reste dudit tour de rotation, lesdits angles S1 et S2 étant opposés, comportant comme même bissectrice ladite direction définie (L-L) et vérifiant la relation $|\sin S1 - \sin S2| = (\pi/2f).F2$.
8. Système selon la revendication 3, pour le pilotage d'un aéronef, comportant quatre gouvernes aérodynamiques (G3, G4, G5, G6) agencées de façon uniformément espacée autour dudit aéronef,
caractérisé en ce que les gouvernes à chaque fois opposées sont identiques et **en ce que** chacune desdites gouvernes est actionnée par un système d'actionnement (1) individuel.
9. Système pour le pilotage d'un aéronef selon la revendication 8,
caractérisé en ce qu'il est muni d'un dispositif de commande (26) destiné à commander l'activation des bobines électromagnétiques (A, B) des différents systèmes d'actionnement individuels, comportant :
- un système de guidage (27), déterminant les ordres de roulis, tangage et lacet ; et
 - un calculateur (28), recevant lesdits ordres, et déterminant l'activation des différentes bobines électromagnétiques.

Patentansprüche

1. Betätigungsstystem (1), durch das ein aerodynamisches Ruder (G) in die eine oder andere von zwei stabilen Wirkstellungen, die in Bezug auf eine neutrale Position einander gegenüber liegen, versetzt werden kann, wobei das aerodynamische Ruder (G) drehbar an einem festen Halter (2) angebracht ist und das System zwei am festen Halter (2) einander gegenüber angebrachte elektromagnetische Spulen (A, B) hat, durch die das aerodynamische Ruder entgegen der Wirkung elastischer Mittel gedreht werden kann,
dadurch gekennzeichnet, dass das Betätigungsstystem (1) Folgendes umfasst:
 - einen beweglichen Anker (P), der mit einem Ende (4) mittels eines Federblatts (5) elastisch am festen Halter (2) angebracht ist, sodass der bewegliche Anker (P) und das Federblatt (5) in der neutralen Stellung des Ruders rechtwinklig sind, und dessen anderes Ende (6) zwischen den Spulen (A, B) angeordnet ist und von jeder Spule angezogen werden kann; und
 - ein bewegliches Element (7), das mit dem Anker (P) verbunden ist und an dem sich das aerodynamische Ruder (G) befindet.
2. Betätigungsstystem nach Anspruch 1,
dadurch gekennzeichnet, dass das bewegliche Element aus einer Drehwelle (7) besteht.
3. System zur Führung eines drehmomentgeführten Luftfahrzeugs mit mindestens zwei aerodynamischen Rudern (G1, G2, G3, G4, G5, G6),
dadurch gekennzeichnet, dass es mindestens ein Betätigungsstystem (1) nach einem der Ansprüche 1 und 2 hat.
4. System zur Führung eines Luftfahrzeugs mit Eigen-drehung mit zwei identischen aerodynamischen Ruder (G1, G2), die symmetrisch an dessen Körper angeordnet sind, gemäß Anspruch 3,
dadurch gekennzeichnet, dass jedes aerodynamische Ruder (G1, G2) durch ein individuelles Betätigungsstystem (1) betätigt wird, und dadurch, **dass** die aerodynamischen Ruder (G1, G2) synchron symmetrisch zum Körper des Luftfahrzeugs durch die gleichzeitige Aktivierung einer Spule jedes der getrennten Betätigungssteme gesteuert werden.
5. System zur Führung eines Luftfahrzeugs mit Eigen-drehung mit zwei identischen aerodynamischen Rudern (G1, G2), die symmetrisch zu dessen Körper angeordnet sind, gemäß Anspruch 3,
dadurch gekennzeichnet, dass die Ruder (G1, G2) durch ein gemeinsames Betätigungsstystem (1) betätigt werden, wobei das gemeinsame Betätigungsstystem (1) ein zusätzliches bewegliches Element (7) hat, das mit dem beweglichen Element (7) identisch ist, und mit dem Anker in einer zu der des beweglichen Elements symmetrischen Stellung verbunden ist, wobei sich am beweglichen Element ein aerodynamisches Ruder und am zusätzlichen beweglichen Element das andere aerodynamische Ruder befindet.
6. System nach einem der Ansprüche 4 oder 5 zur Führung eines Luftfahrzeugs mit zwei aerodynamischen Rudern mit jeweils zwei stabilen Wirkstellungen, die symmetrisch synchron betätigt werden und das Führungssystem entsprechend der gemeinsamen stabilen Stellung, in der sie sich befinden, in eine von zwei Führungsstellungen versetzen, wobei der Modul der Führungskraft in jeder Führungsstellung gleich f ist,
dadurch gekennzeichnet, dass dieses, um während einer Umdrehung des Luftfahrzeugs eine mittlere Führungskraft mit dem Modul F1 nach einer bestimmten Richtung (Ox) zu erhalten, nacheinander wie folgt geschaltet wird:
 - in die eine Führungsstellung während einer Zeit, die einem Winkel 2S eines Kreises (C) entspricht, der die Dauer einer Umdrehung des

- Luftfahrzeugs darstellt; und
- in die andere Führungsstellung während der restlichen Umdrehung, wobei der Winkel 2S die Beziehung $|\sin S| = (\pi/2f) \cdot F_1$ erfüllt und als Winkelhalbierende die bestimmte Richtung (O_x) hat.
7. System nach einem der Ansprüche 4 oder 5 zur Führung eines Luftfahrzeugs mit zwei aerodynamischen Rudern mit jeweils zwei stabilen Wirkstellungen, die symmetrisch synchron betätigt werden und das System entsprechend der stabilen Stellung, in der sie sich befinden, in eine von zwei Führungsstellungen versetzen, wobei der Modul der Führungskraft in jeder Führungsstellung gleich f ist, **dadurch gekennzeichnet, dass** dieses, um während einer Umdrehung des Luftfahrzeugs eine mittlere Führungskraft mit dem Modul F_2 nach einer bestimmten Richtung ($L-L$) zu erzielen, nacheinander wie folgt geschaltet wird:
- in die eine Führungsstellung während zwei nicht aufeinanderfolgender Zeiträume, die jeweils den beiden Winkeln $2S_1$ und $2S_2$ eines Kreises (C) entsprechen, der die Dauer einer Umdrehung des Luftfahrzeugs darstellt; und
 - in die andere Führungsstellung während der restlichen Umdrehung, wobei die Winkel S_1 und S_2 einander entgegengesetzt sind, als Winkelhalbierende die bestimmte Richtung ($L-L$) haben und die Beziehung $|\sin S_1 - \sin S_2| = (\pi/2f) \cdot F_2$ erfüllen.
8. System nach Anspruch 3 zur Führung eines Luftfahrzeugs mit vier aerodynamischen Rudern (G_3, G_4, G_5, G_6), die in einheitlichem Abstand zueinander um das Luftfahrzeug herum angeordnet sind, **dadurch gekennzeichnet, dass** die jeweils einander entgegengesetzten Ruder identisch sind und dass jedes der Ruder durch ein individuelles Betätigungssteuerungssystem (1) betätigt wird.
9. System zur Führung eines Luftfahrzeugs nach Anspruch 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** es mit einer Steuervorrichtung (26) zur Steuerung der Aktivierung der elektromagnetischen Spulen (A,B) der einzelnen individuellen Betätigungssteuerungssysteme versehen ist, das umfasst:
- ein Lenksystem (27) zur Bestimmung der Roll-, Nick- und Gierbefehle; und
 - einen Rechner (28), an den die Befehle gelangen und der die Aktivierung der einzelnen elektromagnetischen Spulen bestimmt.

Claims

1. Actuating system (1) for bringing an aerodynamic control surface (G) into one or other of two active and stable positions which are the opposite sides of a neutral position to one another, the said aerodynamic control surface (G) being mounted so that it can rotate on a fixed support (2), the said actuating system including two electromagnetic coils (A or B) arranged on the said fixed support (2), one facing the other, so as to make the said aerodynamic control surface turn against the action of elastic means, **characterized in that** the said actuating system (1) additionally includes:
- a mobile vane (P), one (4) of the ends of which is elastically attached to the said fixed support (2) by means of a leaf spring (5) so that when the control surface is in the neutral position, the said mobile vane (P) and the said leaf spring (5) are orthogonal, and the other end (6) of which is arranged between the said coils (A,B) and can be attracted by each of the said coils; and
 - a mobile part (7) integral with the said vane (P) and bearing the said aerodynamic control surface (G).
2. System according to Claim 1, **characterized in that** the said mobile part consists of a rotary shaft (7).
3. System for steering an airborne vehicle steered using couple by at least two aerodynamic control surfaces (G₁,G₂,G₃,G₄,G₅,G₆), **characterized in that** it includes at least one actuating system (1) according to either of Claims 1 and 2.
4. System for steering an airborne vehicle which is autorotating, including two identical aerodynamic control surfaces (G₁,G₂) arranged symmetrically with respect to the body of the vehicle, according to Claim 3, **characterized in that** each of the said aerodynamic control surfaces (G₁,G₂) is actuated by an individual actuating system (1) and **in that** the said aerodynamic control surfaces (G₁,G₂) are controlled synchronously and symmetrically with respect to the body of the airborne vehicle by simultaneous activation of a coil of each of the said individual actuating systems.
5. System for steering an airborne vehicle which is autorotating, including two identical aerodynamic control surfaces (G₁,G₂) arranged symmetrically with respect to the body of the vehicle, according to Claim 3, **characterized in that** the said control surfaces (G₁,G₂) are actuated by a common actuating system (1), the said common actuating system (1) including an additional mobile part (7) identical to

- the said mobile part (7) and integral with the said vane in a position which is symmetric to the position of the said mobile part, the said mobile part bearing one of the said aerodynamic control surfaces, and the said additional mobile part bearing the other of the said aerodynamic control surfaces.
6. System according to either of Claims 4 or 5, for steering an airborne vehicle, including two aerodynamic control surfaces, each with two active and stable positions, which are actuated symmetrically and synchronously and, depending on the stable position in which they are lying, bring the said steering system into one of two steering positions, the modulus of the steering force being equal to f in each of the said steering positions, **characterized in that** in order to obtain, over one revolution of the airborne vehicle, a mean steering force of modulus F_1 directed in a defined direction (O_x), it is switched in turn:
- into one of the said steering positions for a duration that corresponds to an angle $2S$ of a circle (C) representing the duration of one revolution of the airborne vehicle; and
 - into the other steering position for the remainder of the said revolution, the angle $2S$ satisfying the relationship $|\sin S| = (\pi/2f)F_1$ and having as its bisector the said defined direction (O_x).
7. System according to either of Claims 4 or 5, for steering an airborne vehicle, including two aerodynamic control surfaces, each with two active and stable positions, which are actuated symmetrically and synchronously and, depending on the stable position in which they are lying, bring the said steering system into one of two steering positions, the modulus of the steering force being equal to f in each of the said steering positions, **characterized in that** in order to obtain, over one revolution of the airborne vehicle, a mean steering force of modulus F_2 directed in a defined direction ($L-L$), it is switched in turn:
- into one of the said steering positions for two non-successive periods corresponding respectively to two angles $2S_1$ and $2S_2$ of a circle (C) representing the duration of a revolution of the airborne vehicle; and
 - into the other steering position for the remainder of the said revolution, the said angles S_1 and S_2 being opposite angles, having as their common bisector the said defined direction ($L-L$) and satisfying the relationship $|\sin S_1 - \sin S_2| = (\pi/2f)F_2$.
8. System according to Claim 3, for steering an airborne vehicle, including four aerodynamic control surfaces (G_3, G_4, G_5, G_6) arranged so that they are uniformly spaced around the said airborne vehicle, **characterized in that** the control surfaces, in opposed pairs, are identical and **in that** each of the said control surfaces is actuated by an individual actuating system (1).
9. System for steering an airborne vehicle according to Claim 8, **characterized in that** it is equipped with a control device (26) intended to control the activation of the electromagnetic coils (A,B) of the various individual actuating systems, including:
- a guidance system (27), formulating the commands in roll, pitch and yaw; and
 - a computer (28) receiving the said commands and determining the activation of various electromagnetic coils.

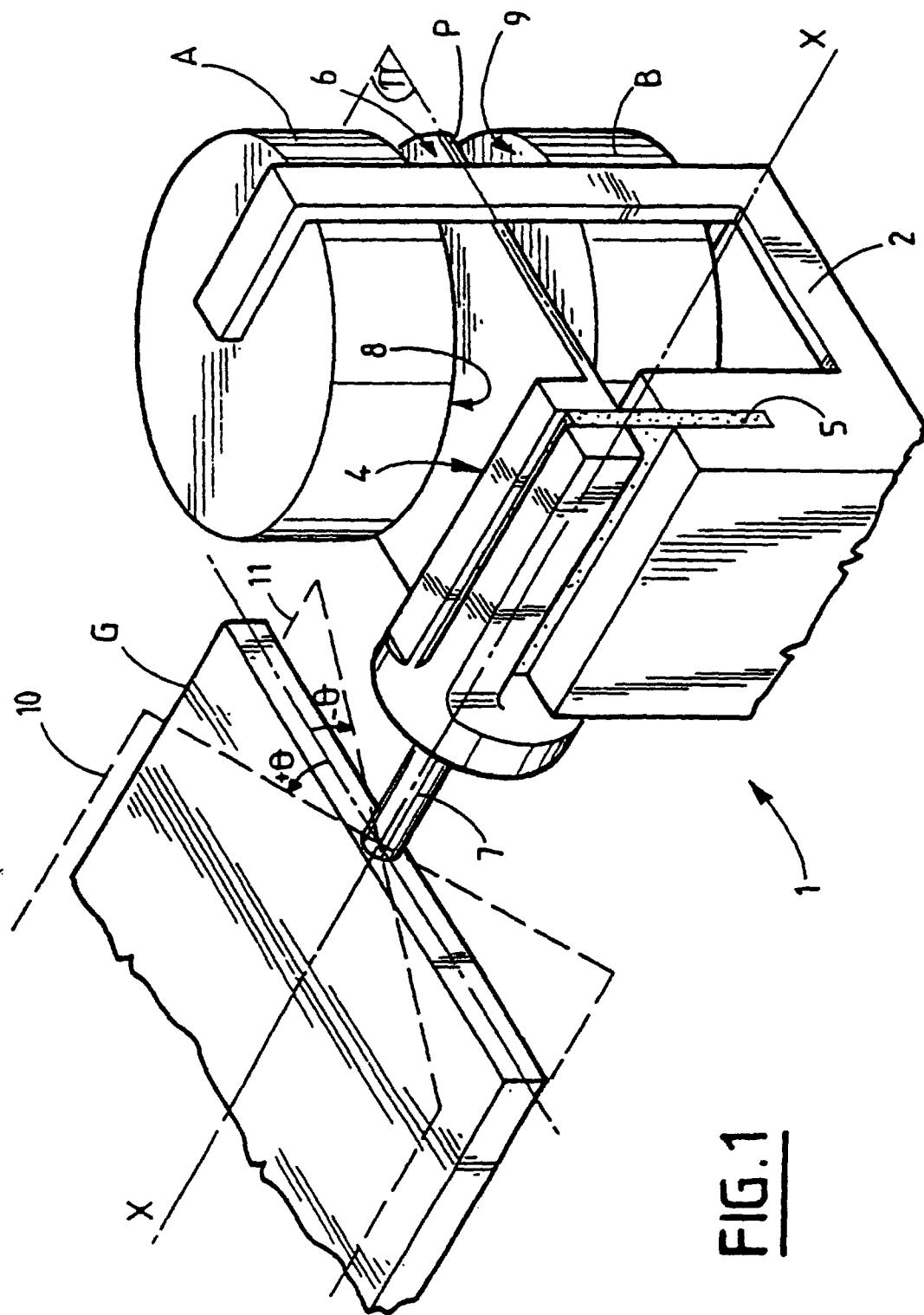


FIG. 1

FIG. 2

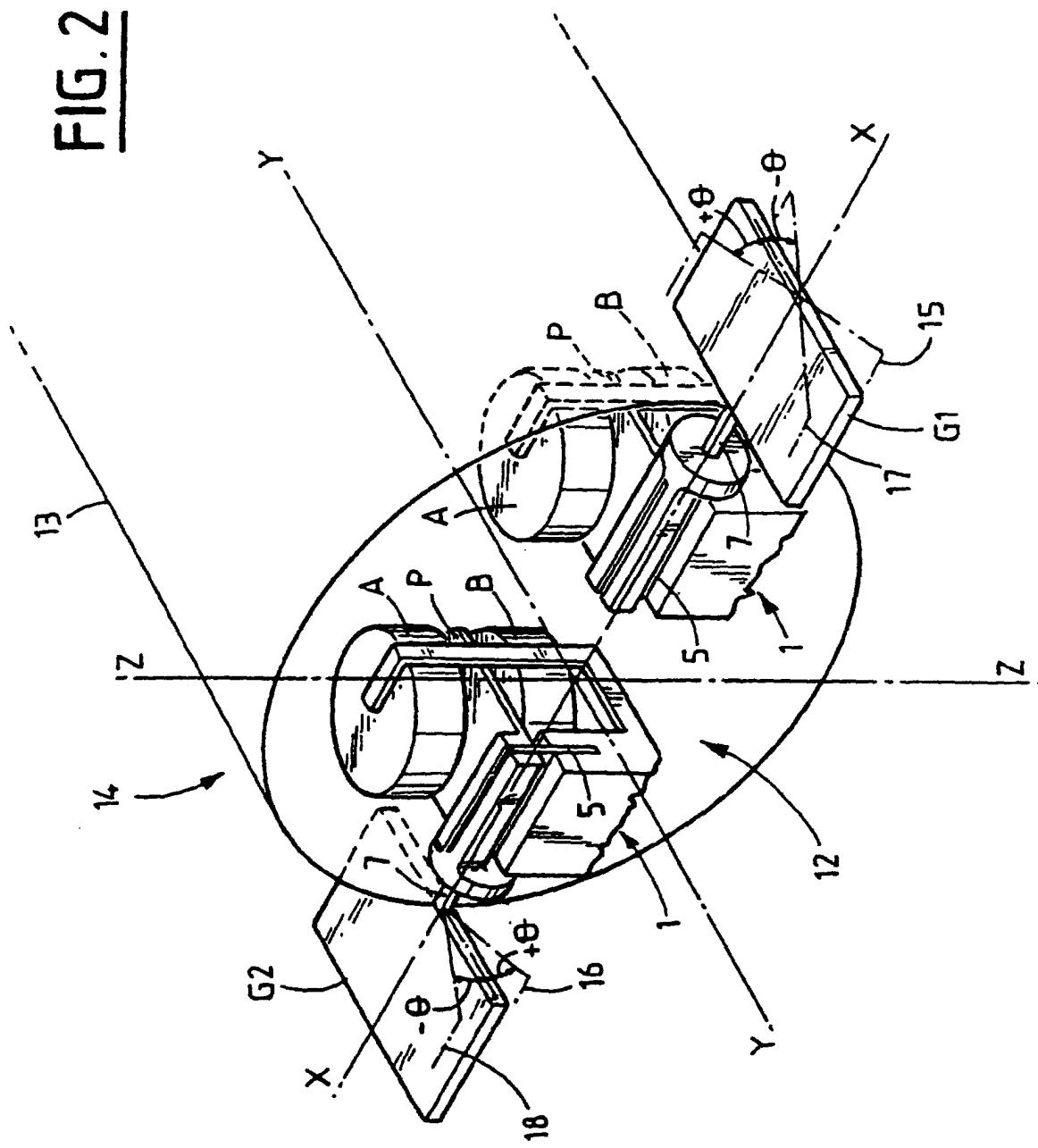
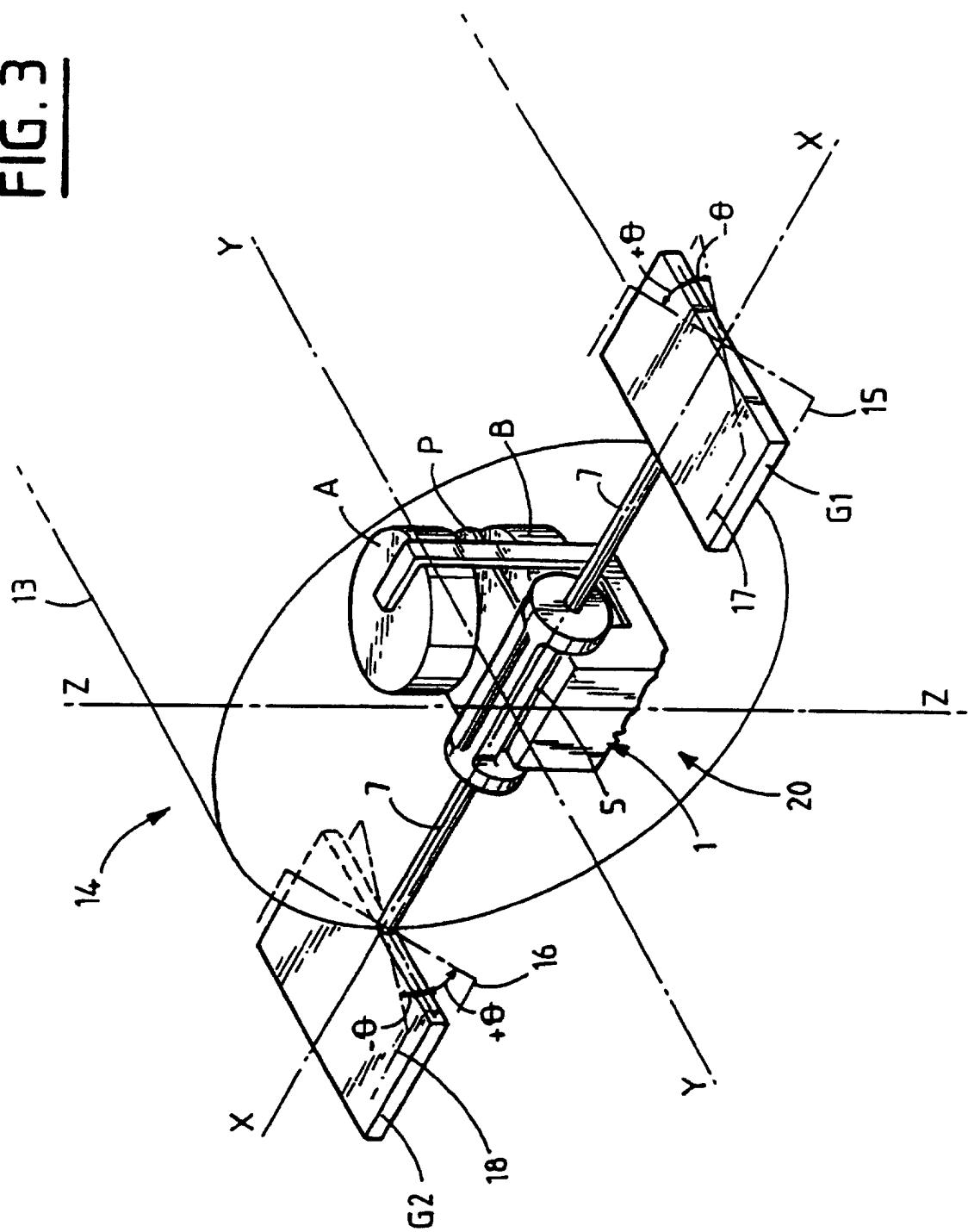


FIG. 3



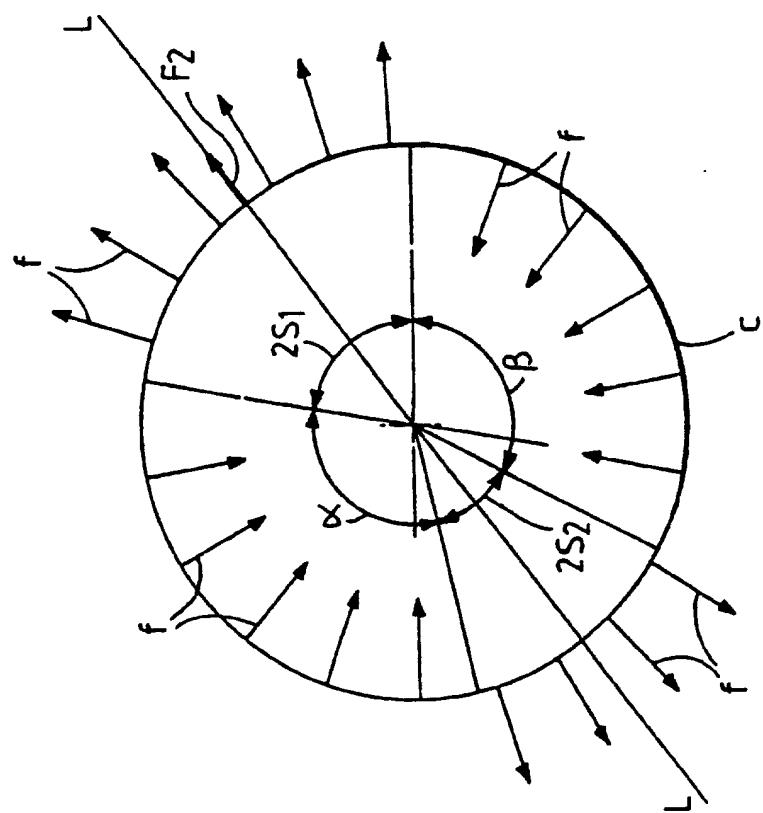


FIG. 5

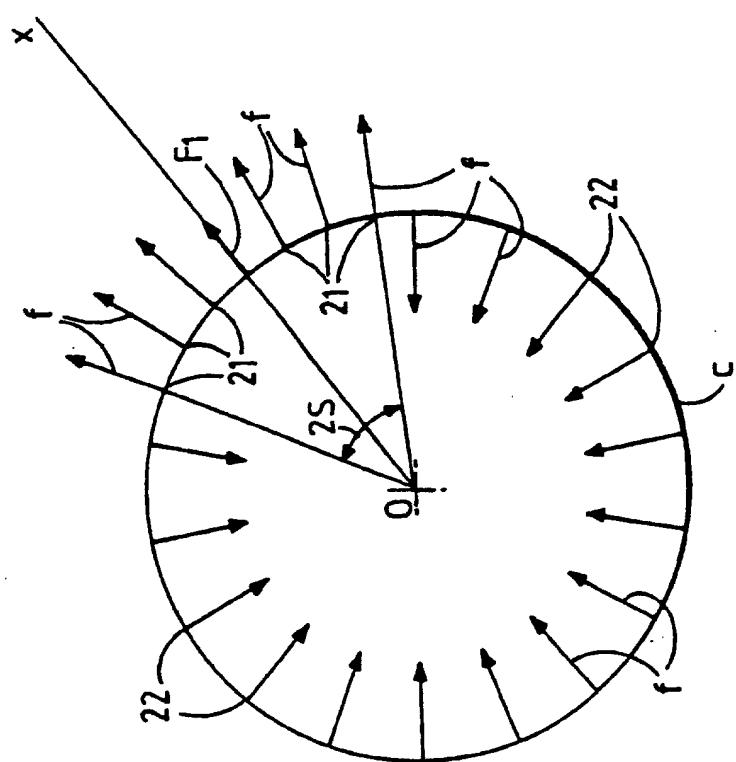


FIG. 4

