



⑪ Numéro de publication : **0 628 783 A1**

⑫ **DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

⑳ Numéro de dépôt : **94401101.4**

⑤① Int. Cl.⁵ : **F42B 10/64**

㉔ Date de dépôt : **18.05.94**

③① Priorité : **07.06.93 FR 9306779**

④③ Date de publication de la demande :
14.12.94 Bulletin 94/50

⑤④ Etats contractants désignés :
BE CH DE ES GB IT LI NL PT SE

⑦① Demandeur : **AEROSPATIALE SOCIETE
NATIONALE INDUSTRIELLE Société
Anonyme dite:
37, Boulevard de Montmorency
F-75016 Paris (FR)**

⑦② Inventeur : **Ansaldo, Jean-Baptiste
8 Résidence Chevreuse,
34, Avenue St. Laurent
F-91400 Orsay (FR)**

⑦④ Mandataire : **Bonnetat, Christian
CABINET BONNETAT
23, Rue de St.Petersbourg
F-75008 Paris (FR)**

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

⑤⑦ — La présente invention concerne un 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.

— Selon l'invention, ce système d'actionnement comporte :

. deux bobines électromagnétiques (A,B) agencées sur un support fixe (2), l'une en regard de l'autre ;

. une palette mobile (P), dont l'une (4) des extrémités est fixée élastiquement audit support fixe (2), 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).

— Pilotage d'aéronefs.

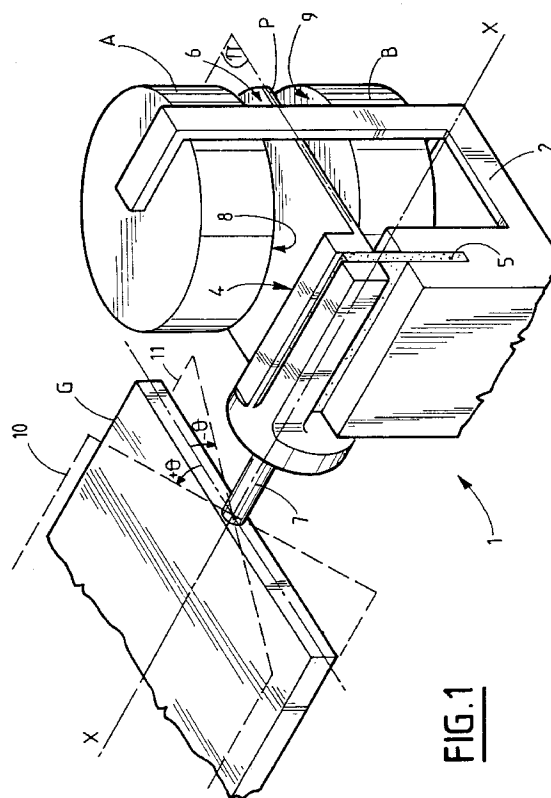


FIG.1

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.

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 irréversibles. A cet effet, lesdits systèmes d'actionnement doivent, en particulier, atteindre des performances en couple et en temps de réponse très élevées.

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.

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, est remarquable en ce qu'il comporte :

- deux bobines électromagnétiques agencées sur un support fixe, l'une en regard de l'autre ;
- une palette mobile, dont l'une des extrémités est fixée élastiquement audit support fixe, 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.

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.

On remarquera que les éléments constituant ledit système d'actionnement 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.

De façon avantageuse, ledit élément mobile est constitué d'un arbre rotatif et ladite palette mobile est fixée au support par l'intermédiaire d'une lame de ressort.

On remarquera de plus que, grâce à l'utilisation de ladite lame de ressort et desdites bobines électromagnétiques, ledit système d'actionnement présente

des performances élevées en couple et en temps de réponse.

De préférence, la position neutre de la gouverne correspond à la position médiane de ladite palette entre lesdites bobines électromagnétiques et cette position médiane de la palette est définie par la position de repos de ladite lame de ressort. Pour communiquer à cette position médiane de la palette, la rigidité appropriée, il est avantageux que, en position neutre de la gouverne, ladite palette mobile et ladite lame de ressort soient orthogonales.

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.

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 multimites et antiaériens 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.

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.

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.

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.

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.

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 $F1$ 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 $|\sin S| = (\pi/2f) \cdot F1$ et comportant comme bissectrice ladite direction définie.

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 $F1$ 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 $S = \pi/2$.

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.

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 $F2$ 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 $2S1$ et $2S2$ 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, lesdits angles $S1$ et $S2$ étant opposés, comportant comme même bissectrice ladite direction définie et vérifiant la relation $|\sin S1 - \sin S2| = (\pi/2f) \cdot F2$.

Ainsi, il est possible d'obtenir des forces de pilotage de module aussi faible que souhaité, en minimisant la différence entre les angles $S1$ et $S2$. Ce système de pilotage permet, par conséquent, d'obtenir aussi bien des forces de pilotage très faibles que des forces de pilotage importantes, et est particulièrement bien adapté aux missiles multimitations.

La présente invention concerne également un

système de pilotage d'un aéronef comportant quatre gouvernes aérodynamiques agencées autour dudit aéronef de façon uniformément espacée.

Selon l'invention, un tel système de pilotage, qui est particulièrement adapté à un gros missile air-sol ou à une bombe planante à manoeuvre 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.

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 :

- 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.

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

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

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

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.

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

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

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

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

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.

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).

Ledit système d'actionnement 1 comporte égale-

ment 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.

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 π 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.

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.

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.

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

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 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.

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.

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.

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.

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.

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.

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.

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.

Selon un premier principe de pilotage, tel qu'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.

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).

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 $F1$ de module $F1=(2/\pi).f.|\sin S|$ dirigée selon la bissectrice Ox de l'angle 2S.

On remarquera, toutefois, que cette force de pilotage $F1$ 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 $S_{min}=\phi/2$ 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 $F1$ est toujours supérieure à une force minimale $F_{min}=(2/\pi).f.|\sin(S_{min})|$.

Selon un second principe de pilotage, tel qu'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 de la rotation, correspondant à deux angles α et β identiques, le système de pilotage est commuté dans l'autre position de pilotage.

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 $F2$, ne dépendant que des angles S1 et S2, de module $F2=(2/\pi).f.|\sin S1-\sin S2|$, dirigée le long de la bissectrice commune L-L des angles 2S1 et 2S2.

Ce second principe de pilotage est particulièrement approprié pour obtenir des forces de pilotage $F2$ de module restreint, puisqu'il est possible de rendre la différence $|\sin S1-\sin S2|$ aussi faible que souhaité, en utilisant des angles S1 et S2 proches l'un de l'autre.

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 manoeuvre limitée, par l'intermédiaire de quatre gouvernes aérodynamiques G3, G4, G5 et G6.

Lesdites gouvernes aérodynamiques G3, G4, 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 gouvernes aérodynamiques G4 et G6 qui sont identiques, sont disposées de façon symétrique par rapport à l'axe dudit aéronef.

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

A cet effet, ledit système de pilotage 25 est muni d'un dispositif de commande embarqué 26, 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, caractérisé en ce qu'il comporte :
 - deux bobines électromagnétiques (A,B) agencées sur un support fixe (2), l'une en

- regard de l'autre ;
- une palette mobile (P), dont l'une (4) des extrémités est fixée élastiquement audit support fixe (2), 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 d'actionnement selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit élément mobile est constitué d'un arbre rotatif (7).
3. Système d'actionnement selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que ladite palette mobile (P) est fixée élastiquement audit support par l'intermédiaire d'une lame de ressort (5).
4. Système d'actionnement selon la revendication 3, caractérisé en ce que, en position neutre de la gouverne, ladite palette mobile (P) et ladite lame de ressort (5) sont orthogonales.
5. 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 à 4.
6. 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 5, caractérisé en ce que chacune desdits 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.
7. 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 5, caractérisé en ce que lesdites gouvernes (G1,G2) sont actionnées par un système d'actionnement (1) commun, ledit système d'action-

nement (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.

8. Système selon l'une des revendications 6 ou 7, 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 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 $F1$ 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 $|\sin S| = (\pi/2f).F1$ et comportant comme bissectrice ladite direction définie (Ox).
9. Système selon l'une des revendications 6 ou 7, 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 $|\sin S1-$

$$\sin S2 | = (\pi/2f).F2.$$

10. Système selon la revendication 5, 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. 5 10
11. Système pour le pilotage d'un aéronef selon la revendication 10, 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 : 15
- un système de guidage (27), déterminant les ordres de roulis, tangage et lacet ; et 20
 - un calculateur (28), recevant lesdits ordres, et déterminant l'activation des différentes bobines électromagnétiques. 25

30

35

40

45

50

55

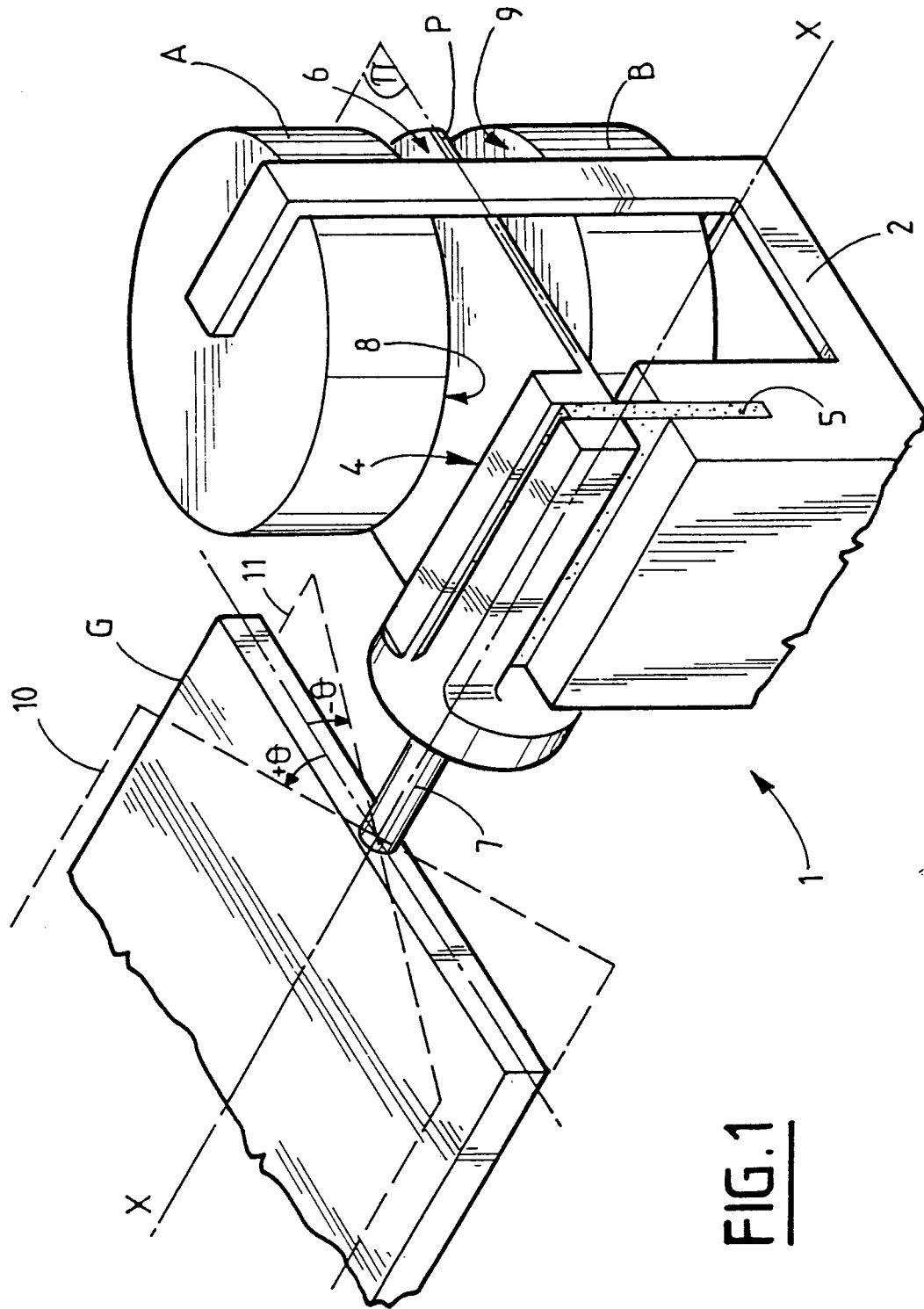


FIG. 2

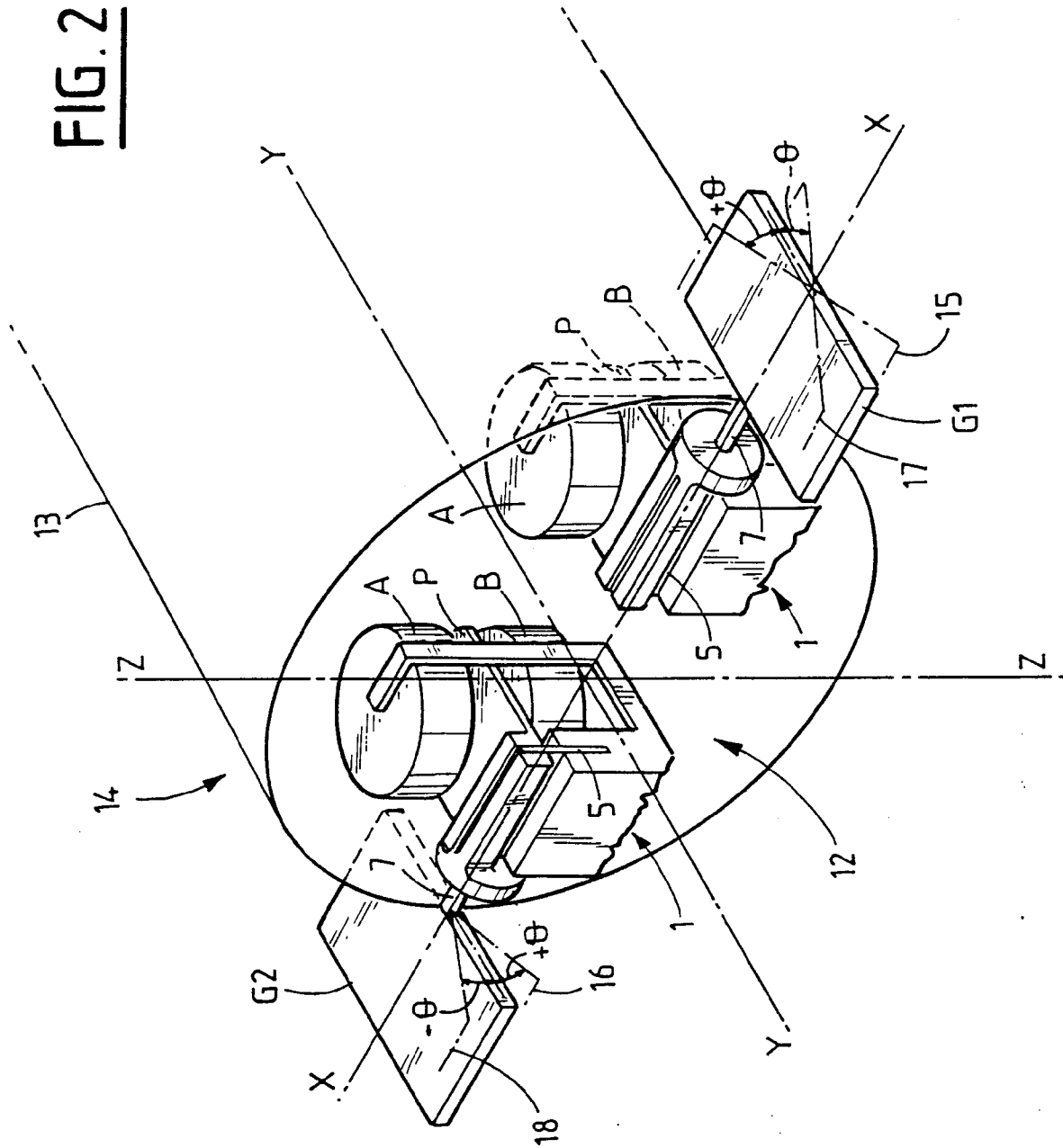
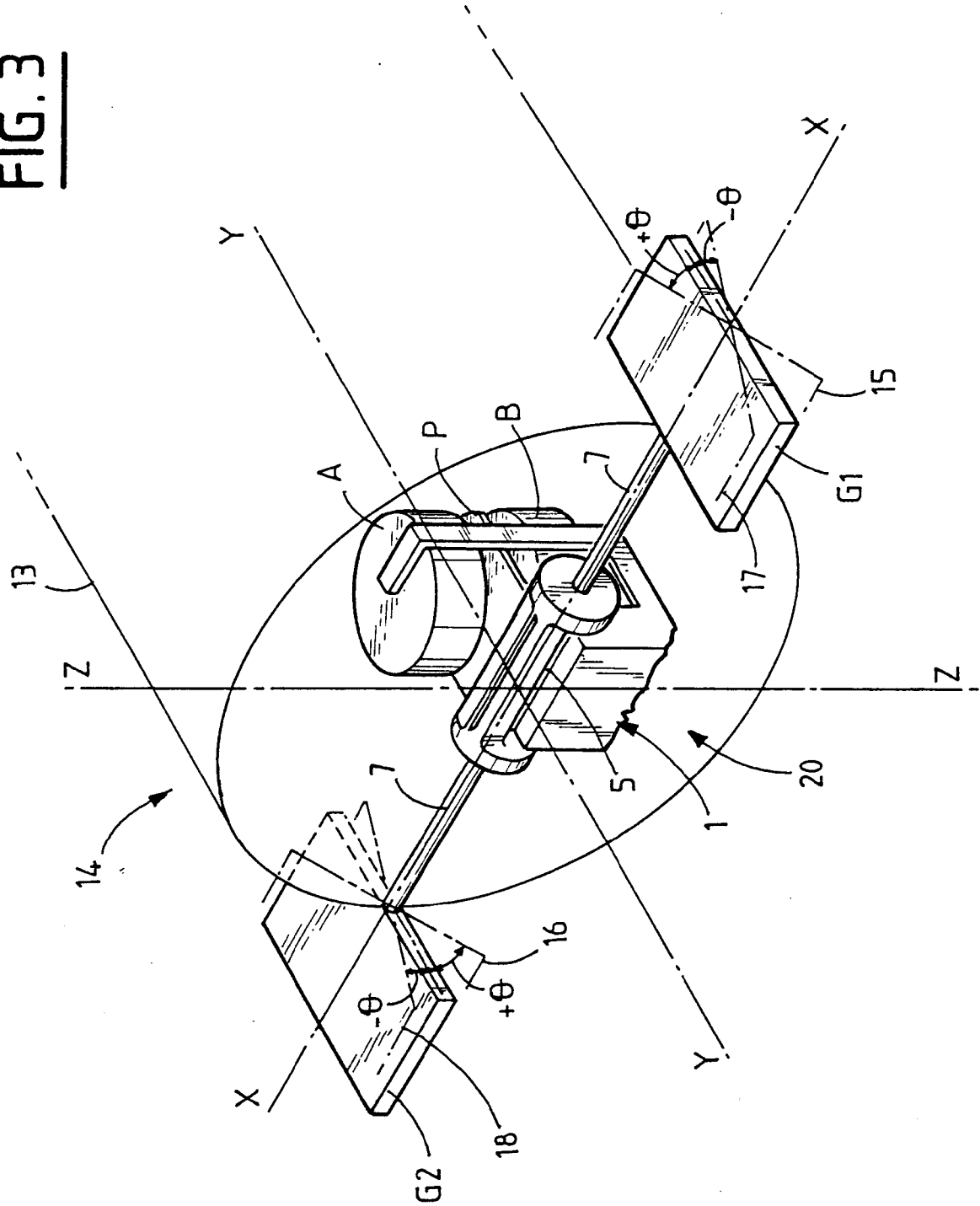


FIG. 3



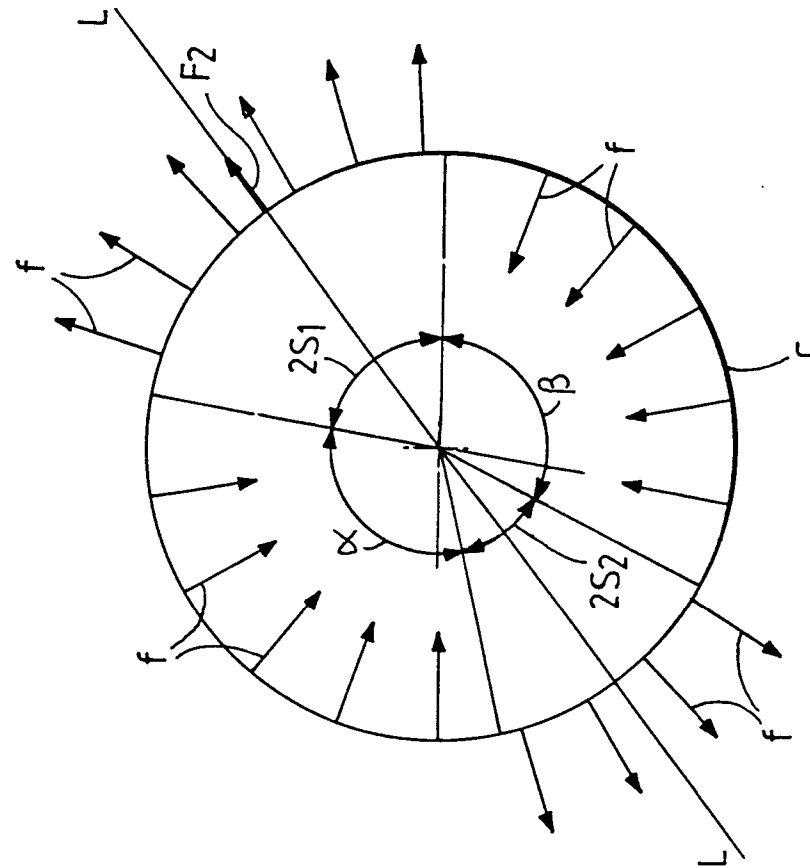


FIG. 5

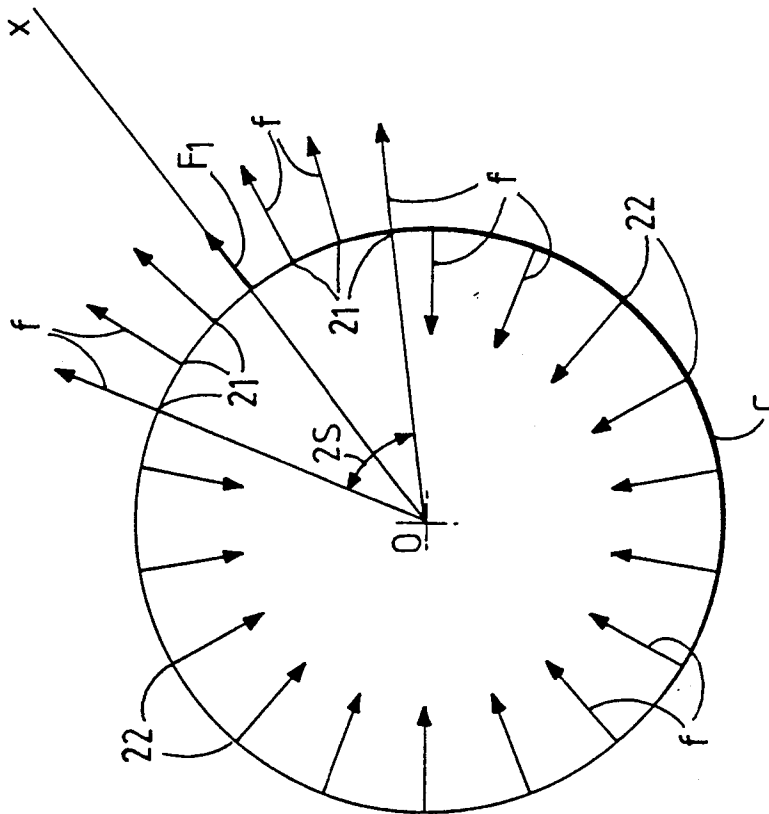
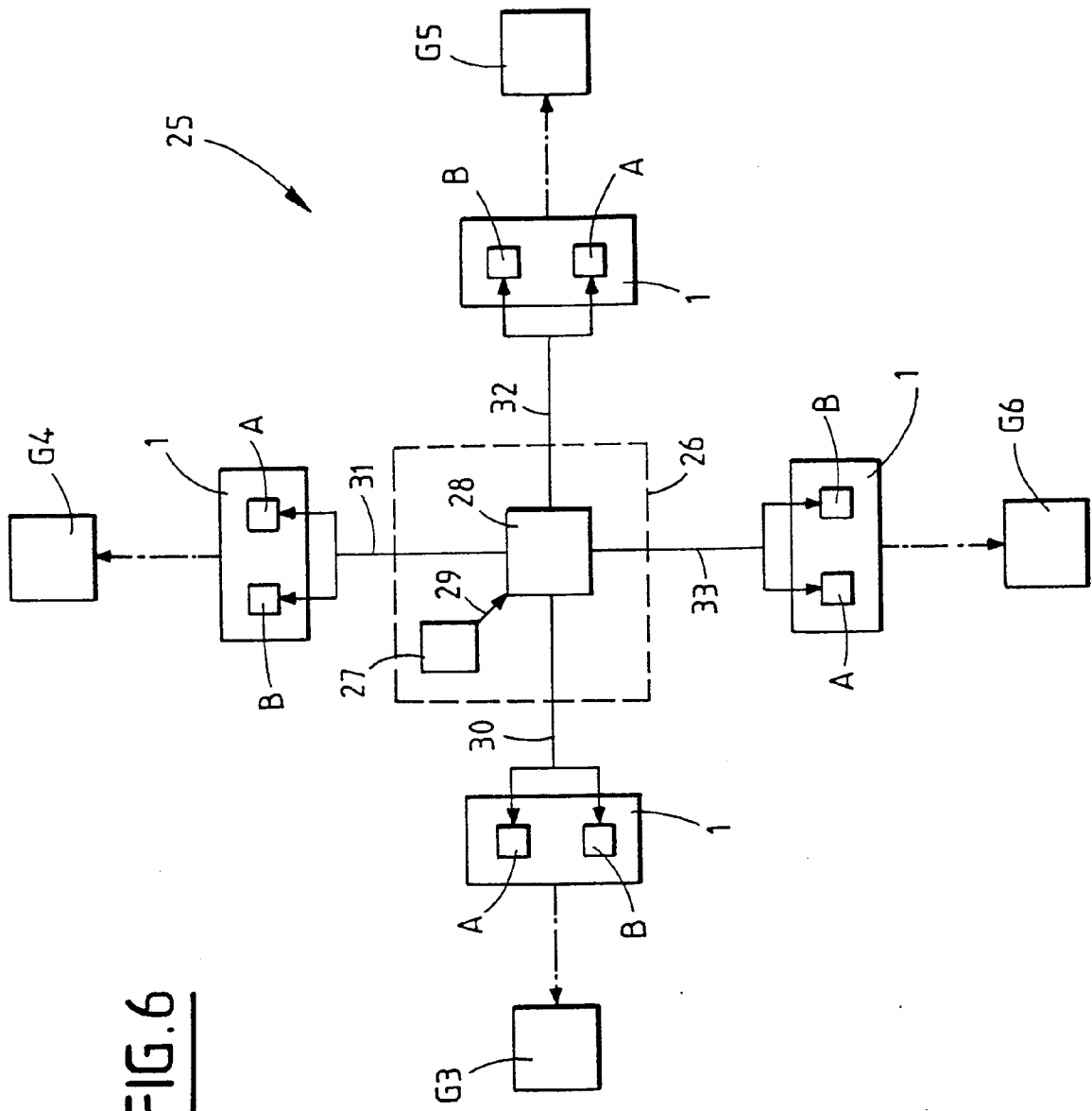


FIG. 4

FIG. 6





Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numero de la demande
EP 94 40 1101

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.5)
A	GB-A-1 057 863 (AKTIEBOLAGET BOFORS) * page 2, ligne 4 - page 4, ligne 19; figures 1,2 *	1	F42B10/64
A	DE-A-36 06 835 (DIEHL GMBH & CO)	1	
A	GB-A-1 158 258 (BÖLKOW GMBH)	1	
A	US-A-4 274 610 (T.W.BASTIAN)	1	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.5)
			F42B B64C
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
LA HAYE		8 Août 1994	Triantaphillou, P
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			

EPO FORM 1503 03.82 (P04C02)