

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑫ Date de dépôt : 28.09.90.

③ Priorité :

④ Date de la mise à disposition du public de la demande : 03.04.92 Bulletin 92/14.

⑤ Liste des documents cités dans le rapport de recherche : Se reporter à la fin du présent fascicule.

⑥ Références à d'autres documents nationaux apparentés :

⑦ Demandeur(s) : Société dite : THOMSON-BRANDT ARMEMENTS (Société Anonyme) — FR.

⑦ Inventeur(s) : Deffayet Jean.

⑦ Titulaire(s) :

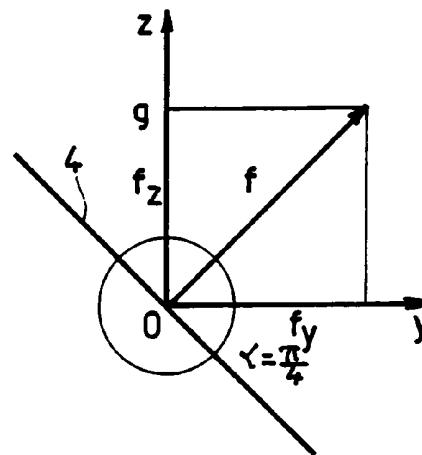
⑦ Mandataire : Benoit Monique Thomson-CSF SCPI.

⑤ Procédé et dispositif pour imprimer une trajectoire infléchie latéralement à un projectile lancé à partir d'un engin aérien.

⑦ Le procédé selon l'invention consiste à prévoir que le projectile soit pourvu d'une voilure de portance (4), et qu'au lancement à partir d'un engin en vol, la voilure de portance (4) soit inclinée transversalement, de telle sorte que le facteur de charge (f) ait une composante horizontale (f_y) engendrant un déplacement latéral du projectile.

Dans le cas d'un projectile auto-propulsé devant effectuer un vol sensiblement horizontal à une vitesse (V), la voilure de portance (4) est alors calculée de telle façon que pour la vitesse (V), la composante verticale (f_z) du facteur de charge (f) annule la pesanteur.

Applications au lancement de roquettes leurres et au tir en dépointage.



-1-

PROCEDE ET DISPOSITIF POUR IMPRIMER UNE TRAJECTOIRE
INFLECHIE LATERALEMENT A UN PROJECTILE
LANCE A PARTIR D'UN ENGIN AERIEN

La présente invention concerne le lancement d'un projectile à partir d'un engin aérien, dans la direction de sa trajectoire. Elle concerne plus particulièrement un procédé et un dispositif pour infléchir latéralement
5 la trajectoire du projectile par rapport à la direction du tir.

L'invention s'applique notamment au lancement d'un projectile auto-propulsé, telle qu'une roquette leurre, à partir d'un avion. La mission d'une telle roquette
10 est de protéger, au moyen d'un leurre embarqué, un avion volant à très basse altitude lors de la phase finale d'attaque d'un objectif défendu par des systèmes sol-air. Bien entendu, la confrontation à des moyens de détection et de traitement d'informations aptes à faire
15 la distinction entre des signatures différentes impose que la roquette, pour être crédible, évolue dans des limites dont l'avion est capable. Ceci implique, entre autres, que la roquette soit lancée selon la trajectoire de l'avion, et qu'après lancement, sa vitesse relative
20 par rapport à celui-ci reste faible, en pratique de l'ordre de 20 m/s. Dans ces conditions, l'écart entre la roquette et l'avion ne croît pas rapidement, et si ce dernier suit une trajectoire rectiligne comme c'est généralement le cas, cet écart reste insuffisant pour
25 éviter le risque d'interception par des missiles arrivant de face.

La solution à ce problème consiste à imprimer à la roquette leurre une trajectoire infléchie latéralement pour attirer la menace à une distance suffisante de
30 l'avion à protéger. A cet effet, on a actuellement recours à des techniques de programmation de trajectoire qui

-2-

présentent l'inconvénient de nécessiter un matériel coûteux, à base de capteurs et de moyens de traitement d'informations complexes.

5 L'invention a pour objet un autre procédé pour imprimer à un projectile une trajectoire infléchie latéralement de façon contrôlée après le tir, ainsi que des moyens pour sa mise en oeuvre, lesquels ont l'avantage d'être simples, et donc peu coûteux, et d'être facilement applicables au lancement d'une roquette leurre.

10 Le procédé selon l'invention est caractérisé en ce qu'il consiste à prévoir que le projectile soit pourvue d'une voilure de portance, et qu'au lancement à partir d'un engin en vol, ladite voilure de portance du projectile soit inclinée transversalement, de telle
15 sorte que le facteur de charge ait une composante horizontale engendrant un déplacement latéral du projectile.

Un dispositif pour la mise en oeuvre de ce procédé est caractérisé en ce qu'il comprend :

- 20 - une voilure de portance sur le projectile;
- une rampe de lancement sur l'engin porteur, dirigée horizontalement vers l'avant,
- des moyens pour retenir, le long de ladite rampe, le projectile dans une position angulaire déterminée
25 autour de son axe longitudinal, correspondant à une inclinaison transversale donnée de la voilure de portance; et
- un moyen de propulsion pour assurer le lancement dudit projectile.

30 Dans le cas d'un projectile auto-propulsé tel qu'une roquette leurre devant effectuer un vol sensiblement horizontal, la voilure de portance est alors calculée de telle façon que pour la vitesse de croisière du projectile, la composante verticale du facteur de charge
35 annule la pesanteur.

-3-

L'invention sera mieux comprise à l'aide des explications qui vont suivre et des dessins annexés, dans lesquels :

la Fig. 1 est une vue schématique en plan d'une roquette leurre faisant partie d'un système conforme à l'invention,

les Figs. 2 et 3 sont respectivement une vue en coupe transversale et une vue partielle en coupe longitudinale de la roquette de la Fig. 1, illustrant schématiquement une forme de réalisation préférée de sa voilure de portance,

la Fig. 4 est une demi-vue en coupe longitudinale de l'arrière de la roquette, illustrant une forme de réalisation préférée de l'empennage de queue,

la Fig. 5 est un diagramme représentant les composantes verticale et transversale du facteur de charge sur la voilure de portance lorsque celle-ci est inclinée transversalement à 45° ,

la Fig. 6 est un diagramme semblable à celui de la Fig. 5, pour le cas où la voilure de portance est inclinée transversalement à 60° ,

la Fig. 7 est un graphique sur lequel apparaissent les trajectoires de l'avion et de la roquette, suite au lancement de cette dernière,

la Fig. 8 est une demi-vue en coupe axiale représentant schématiquement un dispositif de détection de roulis,

la Fig. 9 est une demi-vue en coupe latérale selon la ligne IX-IX de la Fig. 8, et

les Figs. 10 et 11 sont des vues schématiques illustrant sous deux formes de réalisation différentes des moyens de correction de roulis complémentaires d'un dispositif de détection de roulis tel que celui des Figs. 8 et 9.

Le projectile représenté dans les dessins est une roquette leurre destinée à être lancée à partir d'un avion, sensiblement dans la direction de son vecteur vitesse lorsqu'il est en vol horizontal.

5 La roquette comprend un tronçon avant 1 contenant le leurre (lequel peut être d'un type quelconque, par exemple électromagnétique, pyrotechnique ou thermique), un tronçon intermédiaire 2 au niveau duquel se trouve la voilure de portance composée de deux ailes 4, et
10 un tronçon arrière ou partie propulsive 3. Sur le tronçon 3, est implanté un empennage de queue formé d'une pluralité d'ailettes 5.

De préférence, les ailettes 5, de même que les ailes 4 formant la voilure de portance, sont déployables,
15 ce qui permet d'avoir tous les éléments de la roquette inclus dans son calibre et de réduire les contraintes aérodynamiques en vol avant le lancement.

Les Figs. 2 et 3 représentent schématiquement un système simple de voilure de portance déployable, lequel
20 assure une conjugaison d'ouverture des deux ailes 4. Celles-ci sont articulées de manière à pouvoir être rentrées complètement à l'intérieur du tronçon 3, dans la position représentée en traits tirets à la Fig. 3, et elles comportent des pignons 6 engrenés avec les
25 deux côtés formant crémaillère d'une tige plate 7. Le déplacement longitudinal de la tige 7 nécessaire pour l'ouverture conjuguée des ailes 4 est assuré, par exemple, par des moyens à ressort et verrou libéré au moment du lancement de la roquette.

30 Dans la forme de réalisation montrée, le tronçon de propulsion 3 comprend deux parties distinctes : soit un étage de décollage avec la charge 8 et les tuyères périphériques 9, lequel étage doit procurer l'accélération nécessaire au lancement, et un second étage de croisière
35 avec la charge 10 et la tuyère centrale 11, qui a pour

-5-

fonction de maintenir la roquette à une vitesse prédéterminée sensiblement constante, postérieurement au lancement.

La roquette prend place sur une rampe de lancement
5 de l'avion, dirigée vers l'avant et orientée de manière à être parallèle au vecteur vitesse lorsque l'avion est en vol horizontal. La rampe peut être un rail, ou bien un tube lorsque la voilure de portance et l'empennage de la roquette sont déployables, et inclus dans son
10 calibre en position repliée. A noter que dans ce second cas, le tube peut être un canon, le propulseur de décollage 8,9 n'ayant plus alors raison d'être.

Des moyens sont prévus pour assurer la mise en place de la roquette sur la rampe dans une position
15 de rotation déterminée autour de son axe longitudinal, et pour assurer également le maintien de cette position tout au long de la rampe au moment du lancement. Dans le cas d'un tube de lancement, ces moyens comprennent, par exemple, un doigt solidaire de la roquette, engageable
20 dans une gorge de guidage ménagée dans la paroi intérieure du tube.

Selon l'invention, la position en rotation de la roquette sur la rampe de lancement définit un angle déterminé α d'inclinaison transversale de sa voilure
25 de portance (ailes de l'avion en position horizontale). D'autre part, ladite voilure de portance est calculée pour que dans ces conditions d'inclinaison transversale, et pour une vitesse V légèrement supérieure à la vitesse préconisée de l'avion au moment du tir, le facteur de
30 charge résultant de la portance et de la composante de poussée du propulseur de croisière soit orienté perpendiculairement à l'axe de la roquette et ait une composante verticale qui annule la pesanteur. La poussée engendrée par le propulseur de croisière 10, 11 est
35 approximativement égale à la traînée de la roquette,

-6-

de manière à ce que cette vitesse V soit maintenue constante, ou légèrement croissante.

La Fig. 5 représente le facteur de charge f sur un graphique (Oy, Oz) pour un angle d'inclinaison transversale α égal à 45° . Les projections f_y et f_z sont alors égales à g , ce qui implique pour f la valeur $g\sqrt{2}$.

Dans ces conditions, et dans la mesure où l'angle α reste constant, la roquette suit postérieurement au lancement une trajectoire horizontale circulaire de rayon $R = V^2/g$. Cette trajectoire est représentée sur le graphique (Ox, Oy) de la Fig. 7, C étant le centre de la trajectoire, l'origine O représentant la position de l'avion à l'instant du lancement et Ox la direction de la trajectoire de celui-ci.

Au bout d'un temps T , la roquette parvient en L tandis que l'avion qui a suivi une trajectoire rectiligne arrive en A . On a alors :

$$\widehat{OL} = V \times T = \theta R \quad (\theta \text{ étant la valeur en radian de l'angle } (CO, CL))$$

$$\text{d'où : } \theta = VT/R = gT/V, \text{ et}$$

$$ML = R \sin \theta = V^2/g \sin \theta$$

$$OM = V^2/g(1 - \cos \theta) \quad (M \text{ étant la projection de } L \text{ sur } Oy)$$

En prenant les valeurs suivantes à titre d'exemple :

$$V_a \text{ (vitesse avion)} = 300 \text{ m/s}$$

$$V \text{ (vitesse roquette)} = 320 \text{ m/s}$$

$$T = 10 \text{ s,}$$

-7-

on déduit :

$$\theta = 17,5^\circ$$

$$OA = V_a T = 3\,000\text{m}$$

5 $ML = 3\,180\text{ m}$

$$OM = 487\text{ m}$$

La valeur de l'angle d'inclinaison transversale α peut être choisie dans une plage limitée inférieurement
 10 par la nécessité d'obtenir un écart latéral suffisant, et supérieurement par la crédibilité d'évolution de la roquette et par l'augmentation excessive du facteur de charge f . A titre indicatif, la Fig. 7 illustre celui-ci pour un angle d'inclinaison transversale α de 60° :
 15 $f_z = g$ implique alors $f = 2g$ et $f_y = 1,7g$. En pratique, comme le calcul précédent le montre, la valeur de 45° , outre sa simplicité géométrique, représente un compromis intéressant.

En réalité, l'inclinaison transversale de la voilure
 20 de portance ne reste pas constante, du fait que la roquette est généralement sujette à un entraînement en roulis qu'il y a lieu de réduire le plus possible, ou de corriger selon les applications.

Dans les cas où le temps de propulsion et, par
 25 conséquent, la portée de la roquette sont faibles, la variation aléatoire de l'angle α d'inclinaison transversale peut entraîner un écart acceptable par rapport à la trajectoire estimée. Il n'est alors pas nécessaire d'introduire une correction.

30 Le calcul simplifié suivant permet d'évaluer une limite supérieure de l'altération de trajectoire : si l'angle α s'écarte dès le départ de la valeur nominale 45° ($\pi/4$) d'un accroissement algébrique $d\alpha$ supposé constant, l'accélération verticale appliquée à la roquette
 35 devient :

-8-

$$\frac{d^2z}{dt^2} = g\sqrt{2} \sin(\pi/4 + d\alpha) - g$$

= $gd\alpha$ au second ordre près ($d\alpha$ étant exprimé en radian)

5

$$d'où z = 1/2gd\alpha t^2$$

Pour $d\alpha = 1^\circ$ (0,017 radian) et $t = 5$ s, on trouve :

10

$$z = 2,14 \text{ m}$$

On voit que pour une variation de α ne dépassant pas quelques degrés, la variation résultante d'altitude reste acceptable. Le critère est le risque que la roquette
15 touche le sol trop tôt car, en pratique, ce type de projectile est lancé à très basse altitude, de l'ordre de 30 m.

L'altération latérale (suivant Oy à la Fig. 7) a moins d'importance puisqu'on ne cherche pas une
20 trajectoire précise, mais seulement une évasive qui simule de façon crédible celle de l'avion tireur. Cette altération se traduirait par une variation maximale d'environ 2 m pour $d\alpha = 1^\circ$, $t = 5$ s et $V = 320$ m/s.

Cet exemple permet d'estimer l'ordre de grandeur
25 des altérations attendues. En réalité, l'hypothèse selon laquelle $d\alpha$ est constant est pénalisante car α varie suivant une loi plus ou moins alternative dans la mesure où les dissymétries de forme ont été réduites par la qualité de fabrication et où l'on prévoit un empennage
30 libre en rotation autour de la roquette, car c'est lui qui est responsable pour la plus grande part de l'entraînement en roulis.

La Fig. 4 illustre un tel arrangement, dans lequel le tronçon de propulsion 3 comprend une partie 3a jointe
35 au tronçon intermédiaire 2 et logeant le propulseur

-9-

de croisière 10, 11, et une partie 3b sous la forme d'un bloc cylindrique monté libre en rotation, par l'intermédiaire de roulements 12, autour de la partie 3a. La partie 3b comprend le propulseur de décollage 8,9, ainsi que des moyens d'implantation de l'empennage, soit dans l'exemple montré des pattes 13 sur lesquelles sont articulées les ailettes 5. En variante, seul l'empennage est monté sur roulement autour du tronçon 3.

10 Si les écarts de l'angle α et leur conséquence sur la trajectoire sont inacceptables, ce qui peut être le cas lorsque le temps de propulsion est relativement long, il devient nécessaire de prévoir des moyens de correction de roulis. Un exemple de réalisation simple et, par conséquent, peu coûteux de tels moyens est montré 15 aux Figs. 8 à 11. Un volant 14 est monté libre en rotation autour de l'axe de la roquette, de manière à ne pas être entraîné par les écarts en roulis de cette dernière. Les frottements pourront être considérés négligeables 20 dans la mesure où les sollicitations seront alternatives. En pratique, on favorise cette tendance, au détriment de sollicitations se répétant dans le même sens, en prévoyant un empennage libre en rotation tel que décrit précédemment.

25 Le volant 14, en restant immobile en rotation, sert de référence pour apprécier les écarts en roulis de la roquette. Les Figs. 8 et 9 illustrent des moyens par lesquels des signaux sont produits lorsque ces écarts atteignent une valeur déterminée $d\alpha$ dans l'un ou l'autre 30 sens. Sur le volant 14, ces moyens consistent en un canal traversant 15, situé dans un plan radial r , à une distance d de l'axe.

Solidaires du corps de la roquette, deux ensembles comprennent chacun une source lumineuse 16 d'un côté 35 du volant 14, et une cellule photoélectrique 17 de l'autre

-10-

côté. Comme on le voit à la Fig. 9, ces deux ensembles sont situés également à une distance d de l'axe, et sont écartés angulairement de la valeur $d\alpha$ par rapport au plan de symétrie longitudinal de la voilure de portance formée des ailes 4. En outre, un moyen est nécessaire pour amener le plan radial r du volant 14 en coïncidence avec ce plan de symétrie, entre les deux ensembles, Fig. 9. Le volant 14 est retenu dans cette position par un verrou libéré au lancement.

10 L'écartement angulaire $d\alpha$ des ensembles par rapport audit plan de symétrie correspond à l'écart d'angle de roulis maximum que l'on tolère. Lorsque cet écart maximum est atteint d'un côté ou de l'autre, comme l'illustre la Fig. 8, la cellule photoélectrique
15 correspondante reçoit la lumière de sa source lumineuse et produit un signal exploitable pour commander un dispositif de correction de roulis dont deux formes de réalisation sont montrées à titre d'exemple aux Figs 10 et 11.

20 A la Fig. 10, une réserve de gaz sous pression 18 est reliée par des conduits 19 à des gicleurs périphériques 20. Ils sont, de préférence, associés par paires dont chacune est apte à produire des impulsions de contre-roulis dans un sens, suite à l'ouverture
25 sélective et contrôlée dans le temps d'électrovannes 21.

Le dispositif de la Fig. 11 est constitué quant à lui de petits canons 22, également associés par paires, de préférence. En lançant des projectiles, ces canons
30 produisent des efforts de recul exploitables en tant qu'impulsions de contre-roulis.

Lorsque les procédés décrits ci-dessus deviennent insuffisants parce qu'on recherche une précision plus élevée, ou qu'on travaille sur un temps plus long, ou
35 pour une cause autre, il faut faire appel à des composants

-11-

plus sophistiqués tels qu'une centrale inertielle, mais qui sont évidemment beaucoup plus coûteux.

Le domaine d'utilisation de l'invention ne se limite pas au lancement de roquettes leurres qui vient d'être
5 décrit. Entre autres applications intéressantes, on peut citer le tir en dépointage dans la mesure où une grande précision n'est pas requise : soit par exemple pour un traitement de zone par salves de roquettes, l'avantage étant que l'avion peut opérer à basse altitude
10 sans devoir passer au-dessus de l'objectif. Dans cette application, en cas d'horizontalité de trajectoire requise, les plages de valeurs possibles pour la vitesse V et l'angle α d'inclinaison transversale de la voilure de portance sont évidemment beaucoup plus importantes
15 que pour le cas d'une roquette leurre.

REVENDICATIONS

- 1) Procédé pour imprimer à un projectile une trajectoire infléchie latéralement après le lancement à partir d'un engin aérien, caractérisé en ce qu'il consiste à prévoir que le projectile soit pourvu d'une
5 voilure de portance, et qu'au lancement, ladite voilure de portance du projectile soit inclinée transversalement, de telle sorte que le facteur de charge (f) ait une composante horizontale (f_y) engendrant un déplacement latéral du projectile.
- 10 2) Dispositif pour la mise en oeuvre du procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend :
- une voilure de portance (4) sur le projectile,
 - une rampe de lancement sur l'engin aérien porteur,
15 dirigée horizontalement vers l'avant,
 - des moyens pour retenir, le long de ladite rampe, le projectile dans une position angulaire déterminée autour de son axe longitudinal, correspondant à une inclinaison transversale donnée (α) de la
20 voilure de portance (4), et
 - un moyen de propulsion pour assurer le lancement dudit projectile.
- 25 3) Dispositif selon la revendication 2, caractérisé en ce que le projectile comprend, en outre, un propulseur destiné à le maintenir à une vitesse prédéterminée (V), et en ce que la voilure de portance (4) est prévue telle que pour la vitesse (V) et l'inclinaison transversale donnée (α), la composante verticale (f_z) du facteur de charge (f) annule la pesanteur.
- 30 4) Dispositif selon la revendication 2 ou 3, caractérisé en ce que ledit projectile comporte un empennage arrière (5) monté libre en rotation autour de son axe longitudinal.

5) Dispositif selon l'une des revendications 2 à 4, caractérisé en ce que ledit projectile comprend un propulseur de décollage (8,9).

5 6) Dispositif selon les revendications 4 et 5, caractérisé en ce que le propulseur (8, 9) et l'empennage (5) forment un ensemble monté libre en rotation autour de l'axe longitudinal du projectile.

10 7) Dispositif selon l'une des revendications 2 à 6, caractérisé en ce que la voilure de portance (4) et l'empennage arrière (5) sont déployables.

8) Dispositif selon l'une des revendications 2 à 7, caractérisé en ce que l'angle d'inclinaison transversale (α) de la voilure de portance du projectile est choisi égal à 45°.

15 9) Dispositif selon l'une des revendications 2 à 8, caractérisé en ce que ledit projectile est pourvu de moyens pour détecter ses mouvements en roulis.

20 10) Dispositif selon la revendication 9, caractérisé en ce que lesdits moyens pour détecter les mouvements en roulis du projectile comprennent un volant (14) monté libre en rotation autour de son axe longitudinal.

25 11) Dispositif selon la revendication 9 ou 10, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens de correction de roulis, commandés par lesdits moyens de détection de mouvement en roulis.

12) Dispositif selon l'une des revendications 3 à 11, caractérisé en ce que ledit projectile autopropulsé est une roquette leurre.

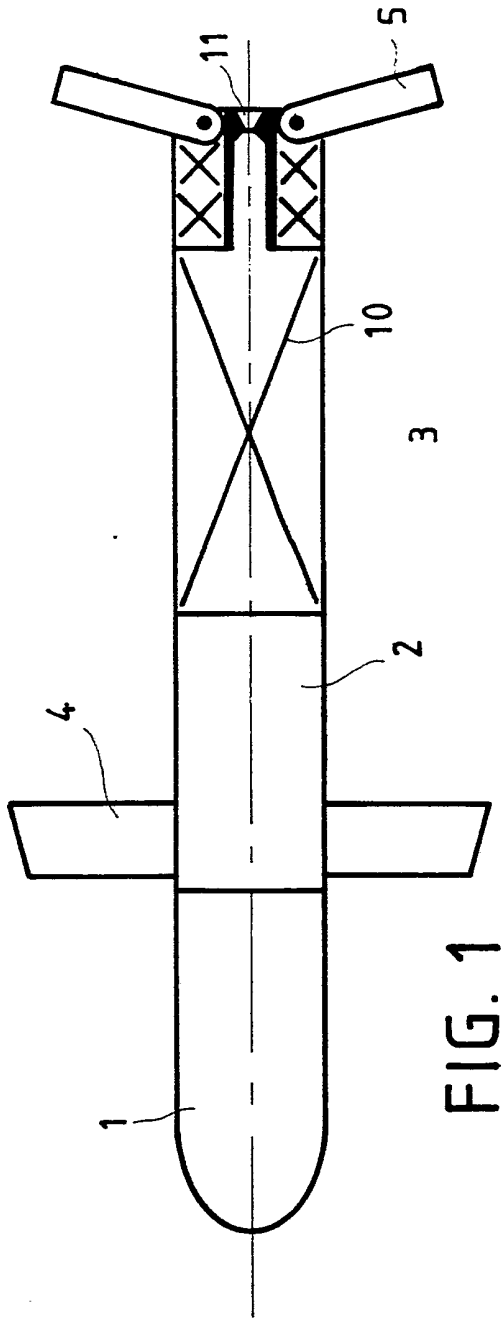


FIG. 1

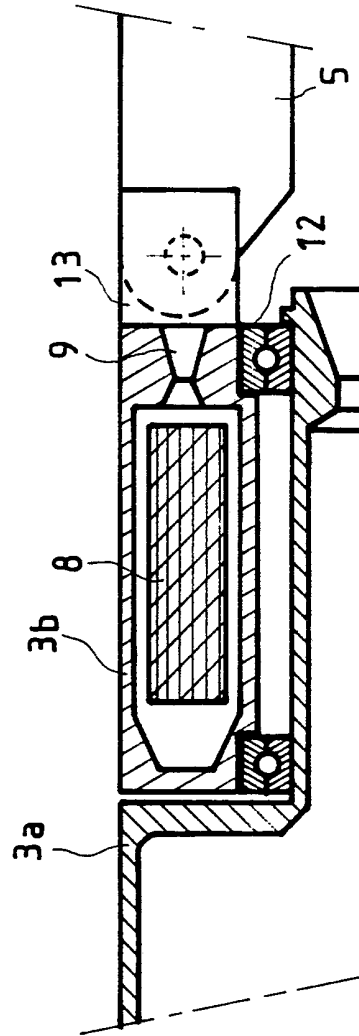


FIG. 4

pl. 2/4

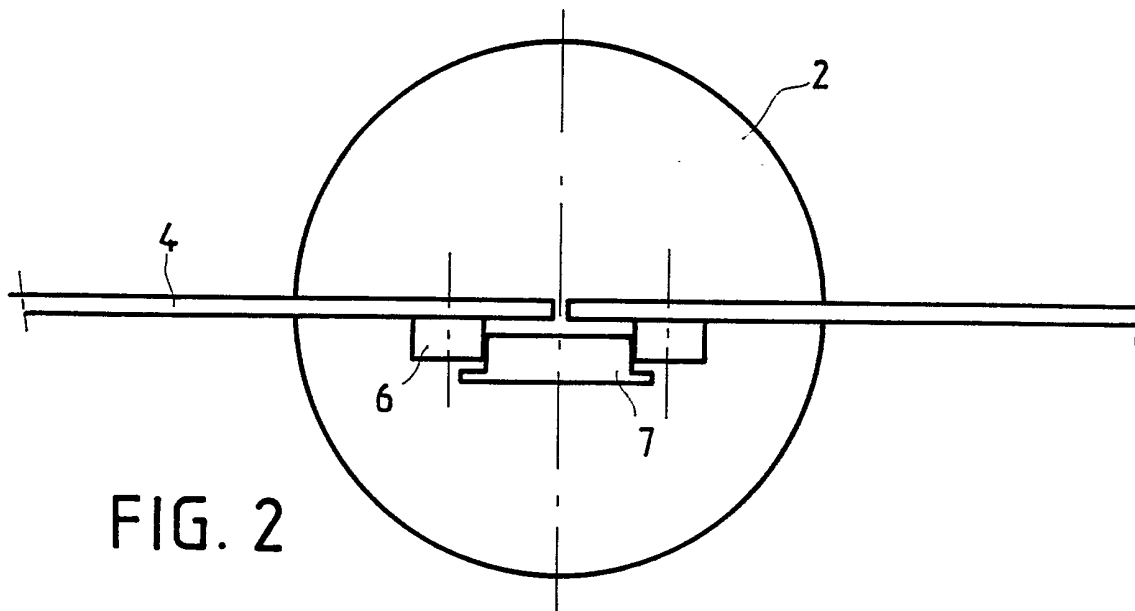


FIG. 2

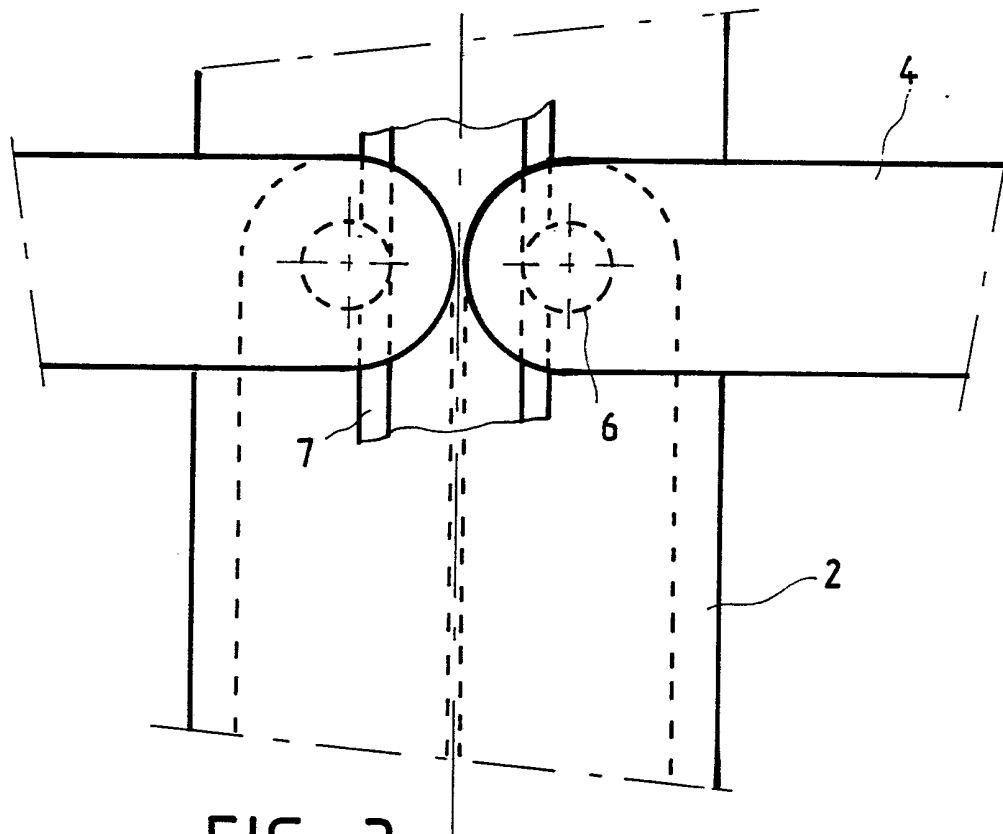


FIG. 3

pl. 3/4

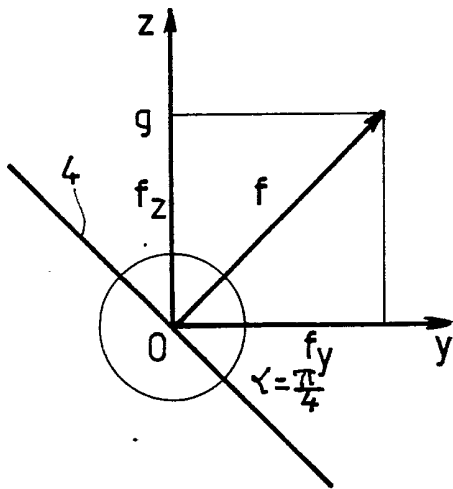


FIG. 5

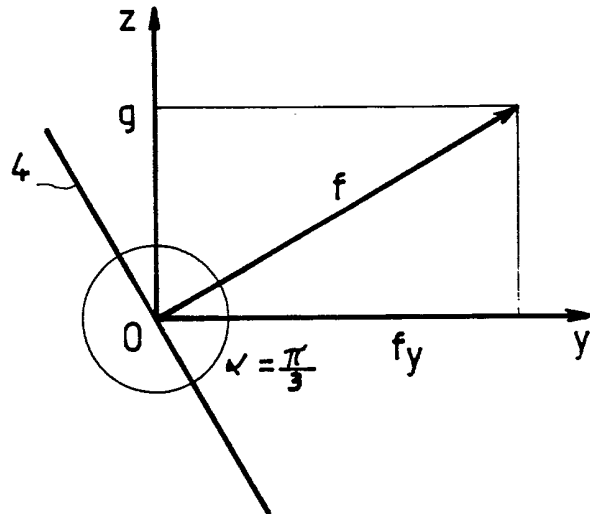


FIG. 6

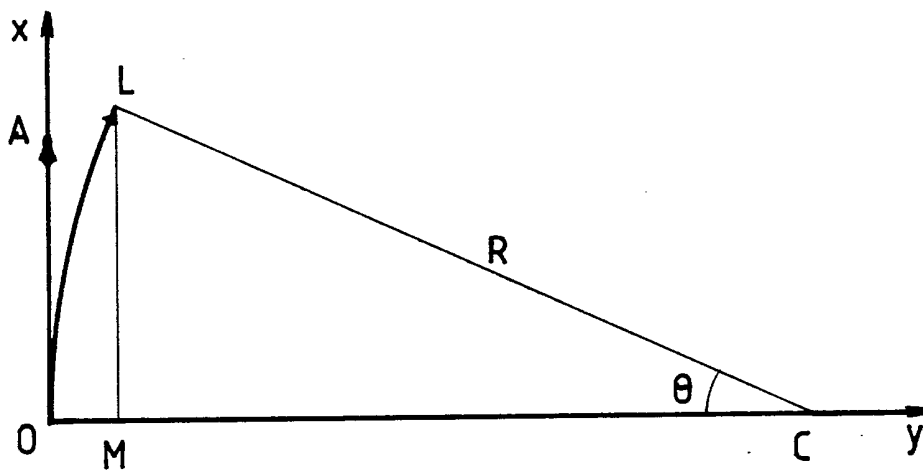


FIG. 7

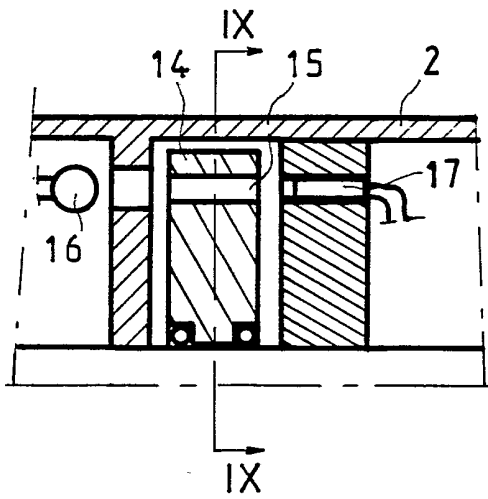


FIG. 8

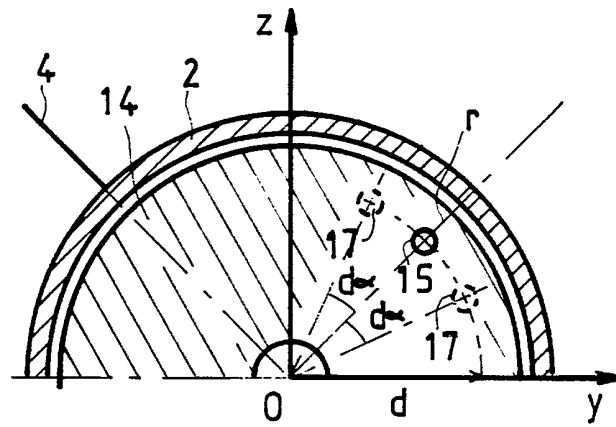


FIG. 9

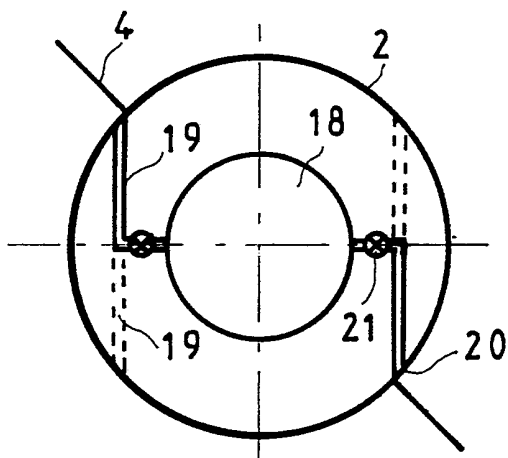


FIG. 10

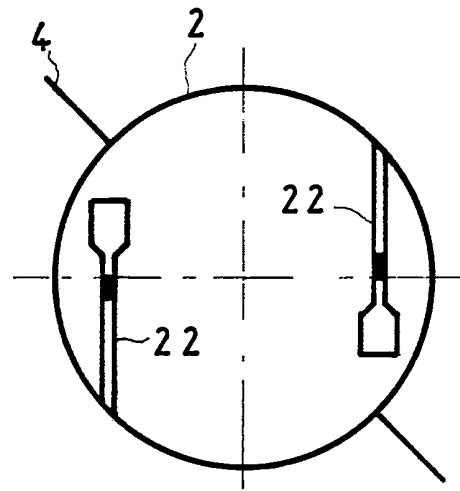


FIG. 11

INSTITUT NATIONAL
de la
PROPRIETE INDUSTRIELLE**RAPPORT DE RECHERCHE**
établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la rechercheFR 9011990
FA 452037

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
X	GB-A-2 226 624 (THORN EMI ELECTRONICS LTD) * Page 2, ligne 21 - page 3, ligne 18; figures; page 5, ligne 16 - page 6, ligne 26; revendication 1 *	1
X	US-A-4 453 426 (GROUTAGE et al.) * Figures 1-4; colonne 1, ligne 39 - colonne 2, ligne 52; colonne 3, lignes 19-61; revendications 1,9 *	1-3,5,7 ,8
Y	---	4,9-12
Y	US-A-3 952 970 (ORZECOWSKI) * Figure 1; colonne 1, lignes 25-45; colonne 2, lignes 27-56; revendications 1,5 *	4
Y	US-A-4 389 028 (KALIVRETENOS et al.) * Colonne 1, ligne 40 - colonne 3, ligne 17; colonne 3, ligne 46 - colonne 6, ligne 15; colonne 7, lignes 5-41; colonne 8, lignes 29-51; revendications 1-4,8-12; figures 1-6 *	9-12
A	-----	1,3,7,8
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl.5)
		F 42 B F 41 F B 64 D
Date d'achèvement de la recherche 16-06-1991		Examineur DOUSKAS K.
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant		