



12

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

21 Numéro de dépôt : **90403430.3**

51 Int. Cl.⁵ : **F42B 10/64**

22 Date de dépôt : **03.12.90**

30 Priorité : **12.12.89 FR 8916406**

72 Inventeur : **Boyadjian, Léon**
29, rue Ambroise Croizat
F-91430 Igny (FR)

43 Date de publication de la demande :
19.06.91 Bulletin 91/25

84 Etats contractants désignés :
BE DE ES GB IT NL SE

74 Mandataire : **Rinuy, Santarelli**
14, avenue de la Grande Armée
F-75017 Paris (FR)

71 Demandeur : **AEROSPATIALE Société**
Nationale Industrielle
37, Boulevard de Montmorency
F-75781 Paris Cédex 16 (FR)

54 **Missile supersonique à pilotage en couple par spoilers.**

57 Missile supersonique guidé, comportant un fuselage (2, 2', 2'') terminé à l'avant par un nez (3, 3', 3'') et à l'arrière par un culot (4, 4', 4''), et muni extérieurement d'empennages arrière fixes (5, 5', 5''), caractérisé en ce qu'il comporte, longitudinalement à distance du centre de gravité (G1) au moins un volet (7, 7', 7'') mobile, appelé spoiler, entre une configuration effacée à l'intérieur du fuselage et une configuration active déployée transversalement dans laquelle ce volet vient latéralement en saillie vis à vis de ce fuselage.

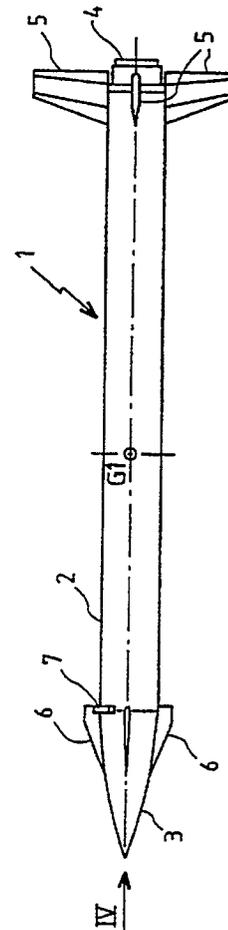


Fig.1

MISSILE SUPERSONIQUE A PILOTAGE EN COUPLE PAR SPOILERS

L'invention concerne le guidage de missiles (ou sous-missiles) supersoniques notamment en phase non propulsée. Elle vise en particulier, mais non exclusivement, les missiles propulsés et guidés à grande vitesse (au moins Mach 2, en pratique Mach 4 à 5) du type appelé "hypervéloces", évoluant à basse altitude et destinés à la neutralisation d'attaquants aériens ou terrestres découverts tardivement, tels par exemple des hélicoptères armés, des avions rapides évoluant à basse altitude et capables de réactions brusques de repli (évasives) ou des chars.

L'invention vise ainsi notamment un missile dont la mission comporte une première phase d'accélération rapide pendant laquelle l'abscisse par rapport au missile de son centre de gravité varie beaucoup longitudinalement par consommation de propergol, puis une seconde phase de décélération pendant laquelle cette abscisse du centre de gravité reste fixe.

L'invention vise aussi un missile (ou sous-missile ou projectile) inerte préalablement accéléré jusqu'à la vitesse voulue par des moyens de propulsion dissociés après accélération. On retrouve dans ce cas la phase précitée à centre de gravité fixe par rapport au missile.

La demande de manoeuvrabilité pour de tels missiles ou projectiles est telle que l'on doit rechercher une marge statique faible, ce qui impose un foyer aérodynamique relativement indépendant du nombre de Mach.

Quatre concepts de pilotage existent actuellement :

1 — un concept aérodynamique à gouvernes arrières. Lesdites gouvernes doivent être très limitées en envergure afin d'éviter tous risques de flottement dans le domaine de Mach utilisé (environ Mach 6). Dans ce cas, l'implantation d'ailes longues est nécessaire pour obtenir une stabilité correcte quel que soit le nombre de Mach. Cette formule présente d'assez gros inconvénients du fait notamment des vérins à loger autour de la tuyère et des ailes longues à supporter pour le propulseur ;

2 — un concept aérodynamique à gouvernes avant dites "canards". Mais dans ce cas le pilotage classique présente les inconvénients connus, de non linéarité des caractéristiques aérodynamiques en fonction de l'incidence, des pertes d'efficacité en incidence et à fort braquage, et finalement de moments de charnière élevés et de pilotabilité quasi-impossible en roulis ;

3 — un concept à déviation du jet propulsif arrière (en anglais "Thrust Vector Control System" ou TVCS). Une telle déviation est praticable pendant la première phase propulsée sur le jet d'accélération mais une autre formule de pilotage est ensuite nécessaire (phase non propulsée) faute de disposer d'un autre étage fonctionnant pendant la suite de la mission ;

4 — finalement, citons un concept à jets latéraux : quand ils sont placés à l'avant ils provoquent une zone de surpression à l'amont des jets et une zone de dépression en aval jusque sur les empennages arrière. Lesdits jets créent un moment aérodynamique d'interaction favorable qui vient s'ajouter au moment propulsif seul. Cependant, ce type de pilotage reste très insuffisant pour ce qui est de la manoeuvrabilité parce qu'il nécessite le montage d'un système pneumatique ou d'un système à générateur de gaz, encombrant et de masse prohibitive à l'avant du missile.

L'invention a pour objet de pallier les inconvénients précités notamment en phase de guidage sans propulsion grâce à la combinaison d'un ou plusieurs volet(s) déflecteur(s) rétractable(s), ou spoilers, avec une voilure fixe (y compris d'éventuels "canards"), ce qui conduit à un important effet de pression dynamique correspondant à la sortie du spoiler. Il en résulte l'avantage d'une très grande manoeuvrabilité du missile, au prix d'un supplément minime en poids.

Dans le cadre de l'invention, le terme "missile" sera à interpréter dans un sens large, incluant les notions de missiles proprement dits, de sous-missiles, et de projectiles.

L'invention propose à cet effet un missile supersonique guidé, comportant un fuselage terminé à l'avant par un nez et à l'arrière par un culot, et muni extérieurement d'empennages arrière fixes, caractérisé en ce qu'il comporte, longitudinalement à distance du centre de gravité au moins un volet mobile, appelé spoiler, entre une configuration effacée à l'intérieur du fuselage et une configuration active déployée transversalement dans laquelle ce volet vient latéralement en saillie vis à vis de ce fuselage.

Un tel missile se prête à un pilotage par couple de tangage et/ou de lacet qui permet en réponse à une commande de sortie du spoiler d'obtenir pour un missile hypervélocé évoluant à basse altitude un facteur de charge très rapidement élevé. Cette commande est avantageusement progressive (voire proportionnelle) de manière à générer l'effet nécessaire mais juste suffisant au pilotage du missile hypervélocé.

A titre préféré l'invention propose ainsi l'adjonction, à la voilure et d'éventuels canards fixes, de spoilers avant ou arrière à commandes proportionnelles.

Trois configurations ont notamment été expérimentées par la Demanderesse :

- spoiler à l'avant avec canards,

- spoiler à l'arrière avec canards,
- spoiler à l'avant sans canards.

Ces trois configurations présentent l'avantage sur les configurations classiques d'avoir, pour un nombre de Mach donné en réponse à une commande de vol, des facteurs de charge beaucoup plus élevés, et cela se vérifie quelle que soit la configuration précitée choisie, étant toutefois précise que la configuration à spoiler à l'avant avec canards est de loin la plus avantageuse des points de vue gain d'efficacité et manoeuvrabilité du missile.

On a pu prouver l'amplification en efficacité apportée par l'association du spoiler avant ou arrière avec les canards. Dans le cas du spoiler avant, avec ou sans canards, la force transversale résultante est positive, favorable à la manoeuvrabilité souhaitée contrairement au cas du spoiler arrière où la force est négative et donc contraire à la manoeuvrabilité souhaitée.

Sans canards on constate que le centre de poussée des interactions est très peu en aval dudit spoiler.

L'adjonction des canards est très bénéfique : le centre de poussée des interactions se situe bien en avant du spoiler ce qui donne un moment cabreur beaucoup plus important. L'effet du spoiler arrière est du même ordre de grandeur en moment que celui du spoiler avant avec canards, mais le facteur de charge est plus faible à cause de la perte résultante de portance arrière. Le spoiler arrière a par contre l'avantage de réduire de plus de la moitié la traînée aérodynamique additionnelle correspondant à sa position active.

En d'autres termes selon des dispositions préférées :

- le volet reste en permanence dans un plan transversal dans et entre ses configurations effacée et active,
 - le fuselage comporte en outre des empennages avant appelés "canards",
 - le volet est disposé à l'avant du fuselage,
 - le volet est situé vis à vis du nez du missile à une distance comprise entre 10% et 30% de la longueur du fuselage,
 - le fuselage comportant des empennages avant, la face arrière du volet est transversalement au même niveau que la tranche arrière de ces empennages avant,
 - le volet est disposé à l'arrière du fuselage entre deux des empennages arrière,
 - le volet est, par rapport au nez du missile, à une distance comprise entre 90% et 100% de la longueur du fuselage,
 - le fuselage comportant des empennages arrière, la face arrière du volet est transversalement au même niveau que la tranche arrière de ces empennages arrière,
 - le nez du fuselage est formé d'une ogive d'allongement compris entre 2 et 4,
 - le volet se déploie radialement sur une distance inférieure à 20% de la dimension transversale moyenne du fuselage,
 - le volet se déploie sur environ 10 à 20% de cette dimension transversale moyenne,
 - le volet se déploie sur environ 15% de cette dimension transversale moyenne,
 - le volet se déploie sur une distance inférieure à 20% de la longueur du fuselage,
 - le volet se déploie sur une distance valant environ 1 à 2% de la longueur du fuselage,
 - le volet intercepte le fuselage sur un angle d'environ 90°,
 - le volet est commandé en mouvement par un actionneur à commande électrique,
 - l'actionneur comporte un moteur avec un arbre disposé transversalement à l'axe longitudinal du missile,
 - l'actionneur comporte un moteur avec un arbre disposé parallèlement à l'axe longitudinal du missile,
 - le volet est commandé en mouvement par un actionneur à commande pneumatique,
 - le volet est commandé en mouvement par un actionneur à commande proportionnelle,
 - le volet est monté sur une portion localement plane du fuselage,
 - le fuselage peut avoir une section globalement cylindrique, polygonale, voire globalement elliptique.
- Des objets, caractéristiques et avantages de l'invention ressortent de la description qui suit, donnée à titre d'exemple non limitatif, en regard des dessins annexés sur lesquels :
- la figure 1 est une vue schématique longitudinale d'un missile équipé d'un système de pilotage en couple conforme à l'invention,
 - la figure 2 est une vue schématique longitudinale d'un missile analogue équipé d'un autre mode de réalisation du système de pilotage en couple,
 - la figure 3 est une vue schématique longitudinale d'un missile analogue équipé d'un troisième mode de réalisation du système de pilotage en couple,
 - la figure 4 est une vue en bout du missile de la figure 1 selon la flèche IV,
 - la figure 5 est une vue analogue à celle de la figure 4 mais en une configuration dans l'espace permettant un pilotage en tangage du missile,
 - les figures 6 et 7 sont des vues analogues correspondant aux cas des figures 2 et 3 respectivement,
 - la figure 8 est un schéma montrant les efforts et le moment appliqué du fait de la sortie d'un spoiler,

- la figure 9 est le schéma correspondant que l'on obtiendrait dans le cas classique d'un intercepteur de jet,
- la figure 10 est un graphique représentant les évolutions au cours du temps de la vitesse M (nombre de Mach) et de la distance parcourue (X) par le missile,
- 5 - la figure 11 est un graphique représentant la corrélation entre facteur de charge n et le nombre de Mach dans les trois configurations proposées par les figures 1 à 3,
- la figure 12 est une vue en coupe transversale d'un missile équipé d'un dispositif de pilotage de couple selon un premier mode de réalisation,
- la figure 13 en est une vue partielle en coupe longitudinale axiale,
- 10 - les figures 14 et 15 sont des vues analogues aux figures 12 et 13 pour un second mode de réalisation, et
- la figure 16 est une vue en coupe transversale d'un missile équipé d'un dispositif de pilotage en couple selon un troisième mode de réalisation.

Les figures 1, 4 et 5 représentent un missile 1 comportant un fuselage cylindrique 2 terminé à l'avant par un nez 3 formé d'une ogive et terminé à l'arrière par un culot 4 muni de quatre empennages fixes 5 de forme plane trapézoïdale.

A l'avant, ce missile 1 est muni de quatre empennages fixes 6 ou "canards" de forme plane sensiblement trapézoïdale longeant en partie l'ogive 3 et en partie le fuselage.

La structure interne de ce missile est classique (en dehors du dispositif de pilotage en couple décrit ci-dessous) et ne sera pas décrite plus avant. Il sera seulement rappelé que, s'agissant d'un missile propulsé de type hypervéloce, un propulseur de tout type connu approprié équipe l'arrière de ce missile.

En variante non représentée, dans le cas d'un missile inerte, un moyen d'accélération préalable de type dissociable est prévu.

Entre au moins deux des empennages avant 6 est disposé un volet transversal mobile 7, ou spoiler, adapté à s'effacer dans l'encombrement du missile et de l'ogive ou, au contraire, à se déployer. Le spoiler est ici unique. Sa face arrière est longitudinalement au même niveau que la tranche arrière des canards 6. Ce spoiler est ici disposé en permanence dans un plan transversal dans lequel il se rétracte ou se déploie.

Les figures 2 et 6 représentent un missile 1' similaire au missile 1 (avec des numéros de référence affectés de l'indice "prime") à ceci près qu'il est dépourvu de tout canard avant.

Les figures 3 et 7 représentent un missile 1'' similaire au missile 1 (avec de numéros de référence affectés de l'indice "seconde") à ceci près que le spoiler 7'' est disposé à l'arrière près du culot 4'' entre deux empennages arrière 5''.

A la figure 7 le spoiler arrière 7'' est représenté au-dessus du missile 1'', alors qu'aux figures 5 et 6 les spoilers avant 7 et 7' sont représentés au-dessous des missiles correspondant 1 et 1'. Cette différence de positionnement s'explique par le fait que le couple recherché est alors cabreur.

La figure 8 visualise les efforts résultant de la sortie du spoiler 7 ou 7' : il apparaît une composante axiale A de freinage et une composante transversale F_L qui se ramène au centre de gravité à un couple M tendant à faire relever le nez 3 du missile, M_∞ représentant le nombre de Mach infini amont.

Par analogie, la figure 9 visualise, pour un cas fictif de pilotage selon le troisième des quatre concepts de pilotage évoqués ci-dessus, c'est-à-dire du missile propulsé, les efforts résultant de l'empiètement d'un intercepteur de jet 9 imaginaire qui intercepterait à partir du bas le jet de poussée de la tuyère 8 que le missile comporte en son culot : il apparaît une composante axiale de freinage A' orientée vers l'avant, et une composante transversale F_L' dirigée vers le bas dont la résultante P' est de sens opposé à celle du cas de la figure 8, mais qui se ramène au centre de gravité à un couple de même sens qu'à la figure 8, M_{jet} étant le nombre de Mach de sortie du jet.

On peut constater à la comparaison de ces figures 8 et 9 que l'invention permet une pilotabilité du missile qui est indépendante de l'existence ou non d'une propulsion, par prélèvement sur la pression dynamique extérieure durant le vol. On peut observer en outre que le moment de tangage/lacet dans le cas de spoiler avant est obtenu par génération d'une force F_L qui agit dans le sens de la manoeuvre souhaitée tandis que dans le cas de l'intercepteur de jet (mais c'est également valable pour le cas d'un spoiler arrière) la force agit dans le sens contraire. Dans le premier cas le facteur de charge effectivement obtenu (ou commandé) est la somme du facteur de charge aérodynamique du missile compte tenu de son incidence instantanée et du facteur de charge induit par le spoiler, tandis que dans le deuxième cas le facteur de charge effectivement obtenu vaut le facteur de charge aérodynamique du missile diminué du facteur de charge induit par le spoiler. Cela explique la préférence, de ce point de vue, pour les spoilers avant.

Les caractéristiques aérodynamiques des missiles 1, 1' et 1'' ont été déterminées par des essais en soufflerie réalisés entre Mach 1,6 et Mach 4,34 en utilisant des maquettes en grandeur réduite conformes aux figures 1 à 3 de 41,4 mm de diamètre (calibre) et de 585,6 mm de long (soit un allongement de la nouvelle maquette

— rapport longueur/diamètre — de 14,14), et une ogive à méridienne circulaire et d'allongement 2,5.

Le fuselage cylindrique était équipé au culot de quatre empennages de 142,6 mm d'envergure avec un apex situé à 533,6 mm de la pointe avant du nez.

Deux des trois maquettes étaient munies de 4 surfaces amonts (canards) dont l'apex était à 60 mm de la pointe avant du nez et dont l'envergure était de 66,4 mm ; l'angle de flèche de bord d'attaque des canards était de 70 degrés et la corde d'emplanture était de 50 mm.

La hauteur du spoiler, position sortie, était de 6,2 mm et sa largeur de 26 mm de manière qu'il puisse s'intercaler entre les empennages (canards) avant ou arrière.

Le spoiler (conformé en arc de cercle) était implanté soit :

- à l'avant à 103,5 mm de la pointe avant (exemples des figures 1 et 2),
- à l'arrière à 571,6 mm de la pointe avant (exemple de la figure 3).

En d'autres termes, le spoiler avant était situé à 2,5 calibres de la pointe avant alors que celle du spoiler arrière était au culot du missile à 13,8 calibres de la pointe avant, ces spoilers venant en saillie sur environ 0,15 calibre (environ 1% de la longueur du fuselage).

Les caractéristiques aérodynamiques ainsi obtenues ont été reportées sur les graphiques des figures 10 et 11.

Sur la figure 10 apparaissent une courbe de vitesse pointue avec une phase propulsée I et une phase non propulsée II tandis que la distance augmente continûment : le maximum constaté pour le nombre de Mach était de 6.

La figure 11 présente trois courbes C1, C2 et C3 correspondant respectivement aux configurations des figures 1, 2 et 3. Elles traduisent la corrélation entre n le facteur de charge et M le nombre de Mach. L'échelle des abscisses est graduée en multiple de la gravité g et les chiffres mentionnés auprès de divers points des courbes correspondent à l'angle α_{eq} correspondant à l'incidence d'équilibre du missile par rapport à son vecteur vitesse instantané avec $n(g) = f(M, \alpha_{eq})$ où f est une relation de corrélation définie de façon expérimentale.

Différents modes de réalisation sont possibles pour les actionneurs du spoiler 7, 7' ou 7'', et les exemples donnés ci-dessous ne sont pas limitatifs.

Il peut tout d'abord s'agir d'actionneurs électriques.

Les besoins du missile spécifié sont les suivants avec les notations :

C_m étant le couple produit par le spoiler autour du centre de gravité

$\frac{dC_m}{dt}$ étant la vitesse du spoiler

$\frac{d^2C_m}{dt^2}$ étant l'accélération

Nous avons ici par exemple $C_m = 10^4$ mN et

$$\frac{dC_m}{dt} = 10^6 \text{ mN/s}$$

$$\frac{d^2C_m}{dt^2} = 10^8 \text{ mN/s}^2$$

transposé aux dimensions réelles du missile compte tenu de la course demandée (environ 26 mm à l'échelle du missile) ; la disposition décrite est celle du spoiler avant des figures 1 ou 2.

Le bras de levier du spoiler par rapport au centre de gravité du missile est de l'ordre de 1 mètre (on néglige les forces qui ont tendance à faire sortir le spoiler vers l'extérieur dans le cas d'un missile en autorotation) :

- la masse du spoiler est estimée à 0,2 kg
- sa saturation en accélération 250 m/s²
- sa saturation en vitesse de 2,5 m/s ; le temps de réponse (rapport de la course à la saturation de vitesse du spoiler) est ainsi de l'ordre de 10 ms
- l'effort moteur s'exerçant sur le spoiler est de l'ordre de 500 Newton
- la puissance crête nécessaire à appliquer au spoiler est de l'ordre de 1400 Watt.

On peut envisager deux implantations du moteur électrique :

- une disposition transverse (figures 12 et 13)
- une disposition axiale (figures 14 et 15).

Dans la disposition "transverse" le moteur 10 est implanté suivant un axe transverse du missile, le mouvement du moteur étant communiqué au spoiler 7 par une vis à billes 11. Les références 12 et 13 désignent des pignons accouplant l'arbre 10A du moteur et la vis 11. La référence 14 désigne un boîtier écrou solidaire du spoiler. Les références 15 et 16 désignant des taquets de guidage pour le spoiler et la référence 17 désigne un capteur de déplacement.

Dans la disposition "axiale" le moteur 20 est disposé suivant l'axe du missile. La transmission du mouvement se fait par une crémaillère 21, solidaire du spoiler et engrenant avec un pignon 22 solidaire de l'arbre 20A du moteur. Le spoiler est guidé par des taquets 23 et 24. La zone 25 représente l'alimentation électrique.

Dans les deux cas, les volumes occupés de même que les masses des matériels utilisés restent sensiblement identiques. Pour chacune des deux solutions la commande est du type proportionnel avec une implantation d'un capteur de déplacement (uniquement représenté à la figure 12).

La commande peut être éventuellement pneumatique : la figure 16 montre un moteur électrique, commandant un vérin pneumatique 31 agissant sur un levier 32 d'axe 33 fixe. Ce levier agit sur une biellette 34 attelée au spoiler par ailleurs guidé par des taquets 35 et 36.

L'alimentation de ladite commande peut être soit du gaz chaud, soit du gaz froid (utilisation d'une bouteille embarquée). Les efforts et les temps de réponse desdites solutions envisagées sont compatibles avec les performances demandées.

Pour les deux solutions envisagées, le bilan comparatif des encombrements et des masses est le suivant:

- on note d'abord que la solution classique (c'est-à-dire avec gouvernes aérodynamiques, vérins et leur alimentation etc...) présente un bilan de poids de 6 kg,
- pour la solution électrique, l'encombrement est variable suivant l'une des deux implantations retenues mais :

- le poids du spoiler est de 0,2 kg
- le poids du moteur et des câbles de connexions est de 1 kg
- le poids des batteries est de 1,2 kg
- le poids des divers matériels mécaniques (taquets, fixation, entraînement) est de 0,7 kg
- le poids des divers matériels électroniques de 0,4 kg

soit un poids total de 3,5 kg.

- pour la solution pneumatique, l'encombrement hors générateur est de 0,5 calibre :

- le poids du spoiler est de 0,2 kg
- le poids du générateur de gaz est de 1 kg
- le poids des divers matériels mécaniques est de 0,5 kg
- le poids des vérins, moteur de commande et asservissement est de 1,3 kg

soit un poids total de 3 kg.

La solution classique présente donc un bilan de poids qui est approximativement le double du bilan proposé dans les deux solutions précitées proposées par l'invention.

Il va de soi que la description qui précède n'a été proposée qu'à titre d'exemple non limitatif (notamment des points de vue dimensions et masses diverses) et que de nombreuses variantes peuvent être proposées par l'homme de l'art sans sortir du cadre de l'invention.

La description ci-dessus se généralise à des applications à une ou plusieurs voies de pilotage en roulis stabilisé ou en autorotation.

Ainsi par exemple pour un missile stabilisé en roulis par des gouvernes aérodynamiques, on peut prévoir des commandes distinctes pour le tangage et pour le lacet : le missile peut avoir des commandes en tangage et lacet réalisées par l'utilisation de quatre spoilers situés à l'avant.

Dans le cas où le missile est en autorotation, une seule commande par spoiler peut suffire (voir ci-dessus) mais un système à deux spoilers indépendants peut être avantageux, le premier spoiler agissant sur un demi-tour et le deuxième spoiler agissant sur le demi-tour suivant, et ainsi de suite. Cela permet de passer deux ordres de commande par tour (et non plus un seul), ces ordres étant identiques ou différents l'un de l'autre ("intelligents"). La manoeuvrabilité moyenne est ainsi doublée.

La possibilité de combiner spoilers avant et arrière est également à considérer de même que la conjugaison d'une commande par spoilers avant et d'une commande par jets arrières ou vice-versa.

On peut également envisager des commandes séparées pour les deux organes de pilotage.

Il est à noter que l'invention ne se limite pas au cas de fuselages cylindriques, mais s'applique aussi au cas de fuselages de section polygonale inscrite dans un cercle (carré, octogone...), voire de section globalement elliptique, notamment inscrite dans une ellipse (rectangle, losange...). La notion précitée de "diamètre" désigne alors une dimension transversale moyenne.

Revendications

1. Missile supersonique guidé, comportant un fuselage (2, 2', 2'') terminé à l'avant par un nez (3, 3', 3'') et à l'arrière par un culot (4, 4', 4''), et muni extérieurement d'empennages arrière fixes (5, 5', 5''), caractérisé en ce qu'il comporte, longitudinalement à distance du centre de gravité (G1) au moins un volet (7, 7', 7'') mobile, appelé spoiler, entre une configuration effacée à l'intérieur du fuselage et une configuration active déployée transversalement dans laquelle ce volet vient latéralement en saillie vis à vis de ce fuselage.
2. Missile selon la revendication 1, caractérisé en ce que le volet reste en permanence dans un plan transversal dans et entre ses configurations effacée et active.
3. Missile selon la revendication 1 ou la revendication 2, caractérisé en ce que le fuselage comporte en outre des empennages avant (6, 6'') appelés "canards".
4. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que le volet est disposé à l'avant du fuselage.
5. Missile selon la revendication 4, caractérisé en ce que le volet est situé vis à vis du nez du missile à une distance comprise entre 10% et 30% de la longueur du fuselage.
6. Missile selon la revendication 4 ou la revendication 5, caractérisé en ce que le fuselage comportant des empennages avant (6), la face arrière du volet est transversalement au même niveau que la tranche arrière de ces empennages avant.
7. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que le volet (7'') est disposé à l'arrière du fuselage entre deux des empennages arrière.
8. Missile selon la revendication 7, caractérisé en ce que le volet est, par rapport au nez du missile, à une distance comprise entre 90% et 100% de la longueur du fuselage.
9. Missile selon la revendication 7 ou la revendication 8, caractérisé en ce que la face arrière du volet est transversalement au même niveau que la tranche arrière de ces empennages avant.
10. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que le nez du fuselage est formé d'une ogive d'allongement compris entre 2 et 4.
11. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, caractérisé en ce que le volet se déploie radialement sur une distance inférieure à 20% de la dimension transversale moyenne du fuselage.
12. Missile selon la revendication 11, caractérisé en ce que le volet se déploie sur environ 10 à 20% de cette dimension transversale moyenne.
13. Missile selon la revendication 12, caractérisé en ce que le volet se déploie sur environ 15% de cette dimension transversale moyenne.
14. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 13, caractérisé en ce que le volet se déploie sur une distance inférieure à 20% de la longueur du fuselage.
15. Missile selon la revendication 14, caractérisé en ce que le volet se déploie sur une distance valant environ 1 à 2% de la longueur du fuselage.
16. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 15, caractérisé en ce que le volet intercepte le fuselage sur un angle d'environ 90°.
17. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 16, caractérisé en ce que le volet (7, 7', 7'') est commandé en mouvement par un actionneur (10, 20) à commande électrique.
18. Missile selon la revendication 17, caractérisé en ce que l'actionneur (10) comporte un moteur avec un arbre

(10A) disposé transversalement à l'axe longitudinal du missile.

19. Missile selon la revendication 17, caractérisé en ce que l'actionneur (20) comporte un moteur avec un arbre (20A) disposé parallèlement à l'axe longitudinal du missile.

5

20. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 16, caractérisé en ce que le volet (7, 7', 7'') est commandé en mouvement par un actionneur (30) à commande pneumatique.

21. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 20, caractérisé en ce que le volet est commandé en mouvement par un actionneur à commande proportionnelle.

10

22. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 21, caractérisé en ce que le volet est monté sur une portion localement plane du fuselage.

23. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 22, caractérisé en ce que le fuselage a une section globalement cylindrique.

15

24. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 22, caractérisé en ce que le fuselage a une section polygonale.

20

25. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 22, caractérisé en ce que le fuselage a une section globalement elliptique.

25

30

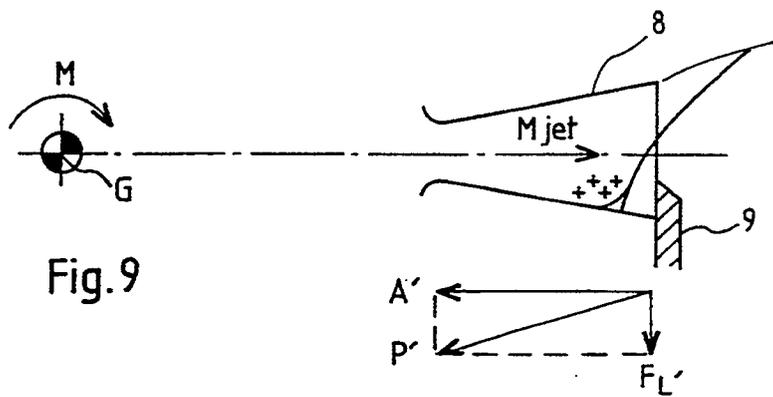
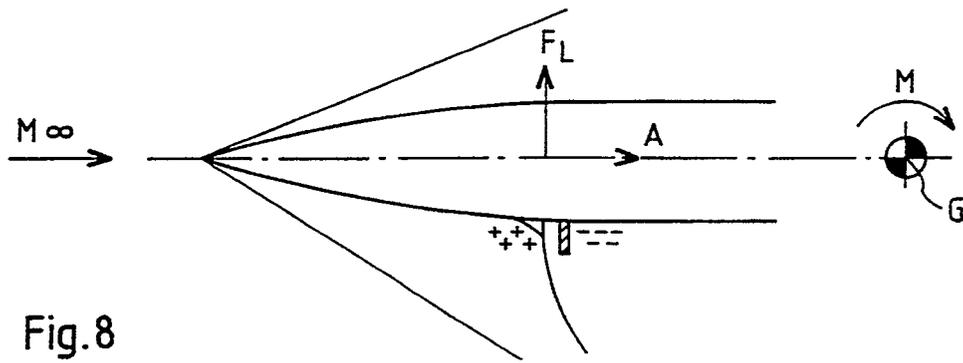
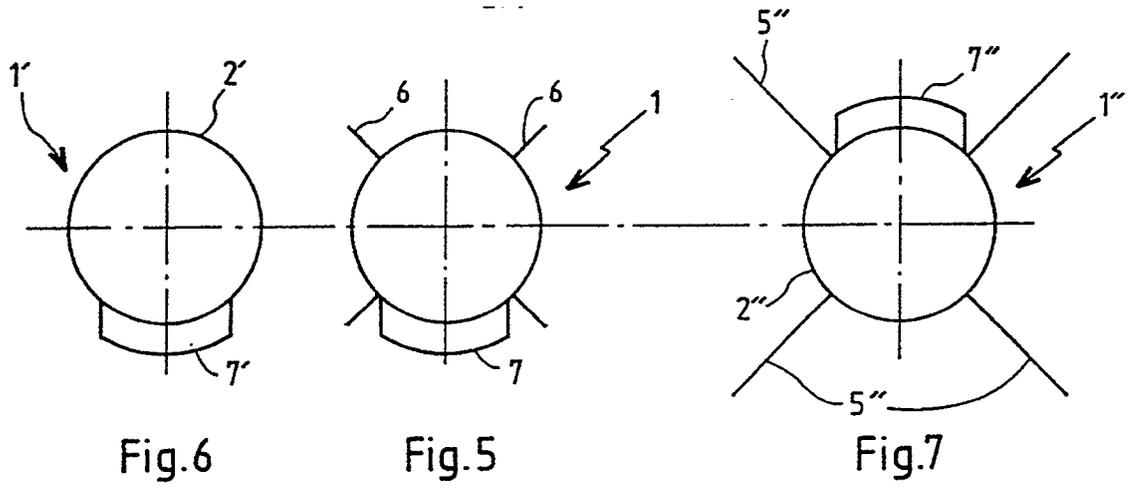
35

40

45

50

55



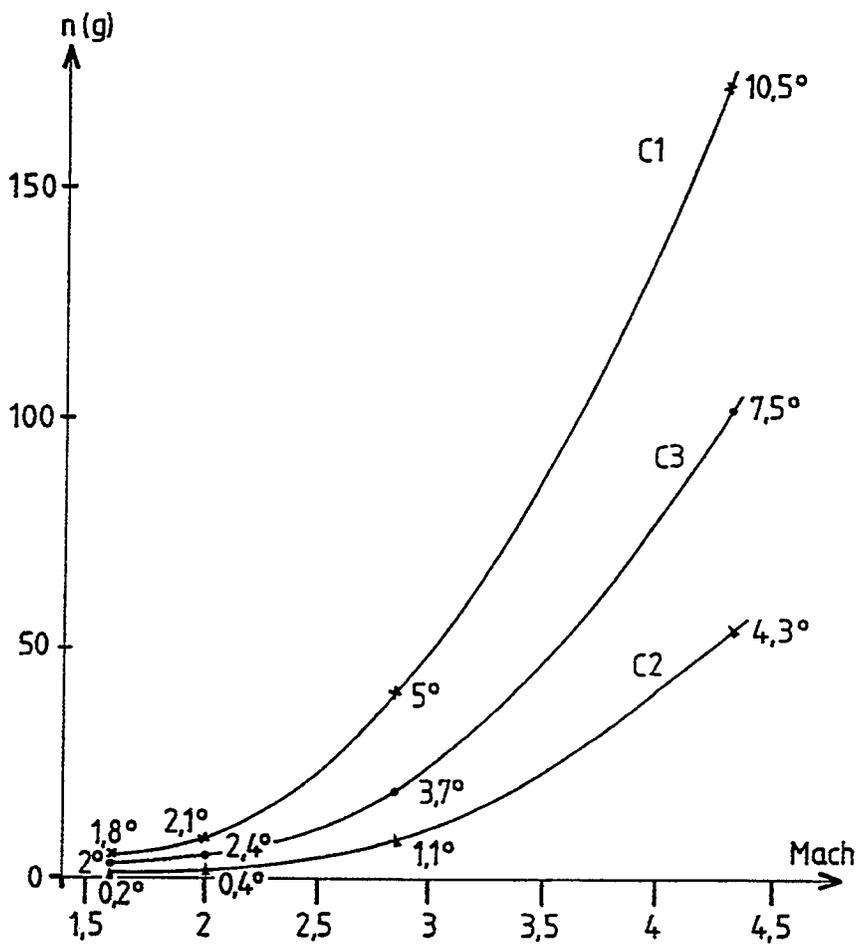


Fig.11

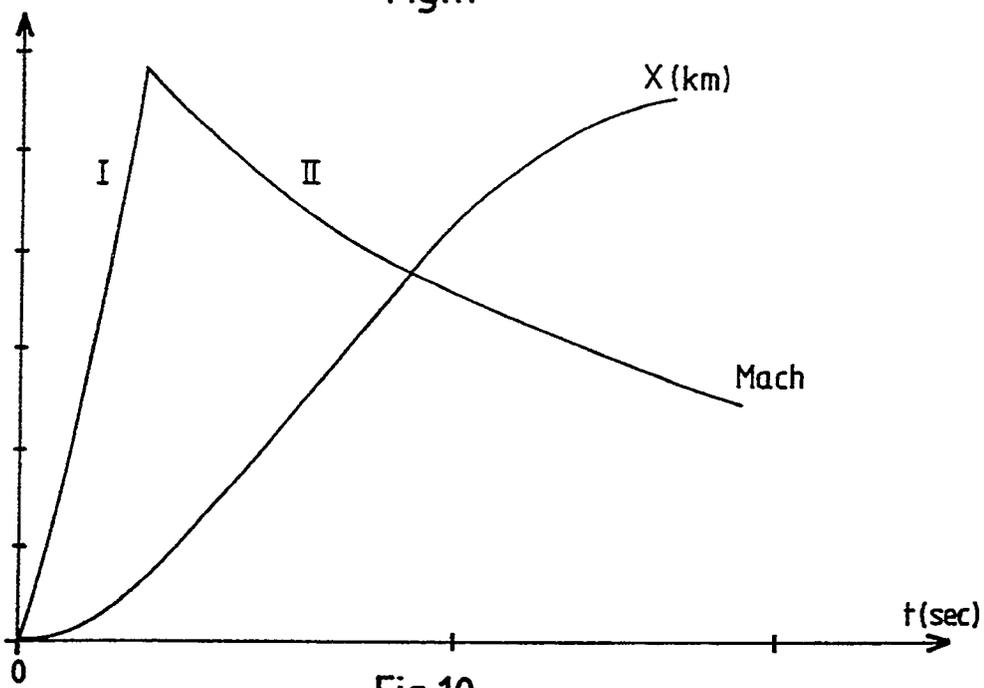


Fig.10

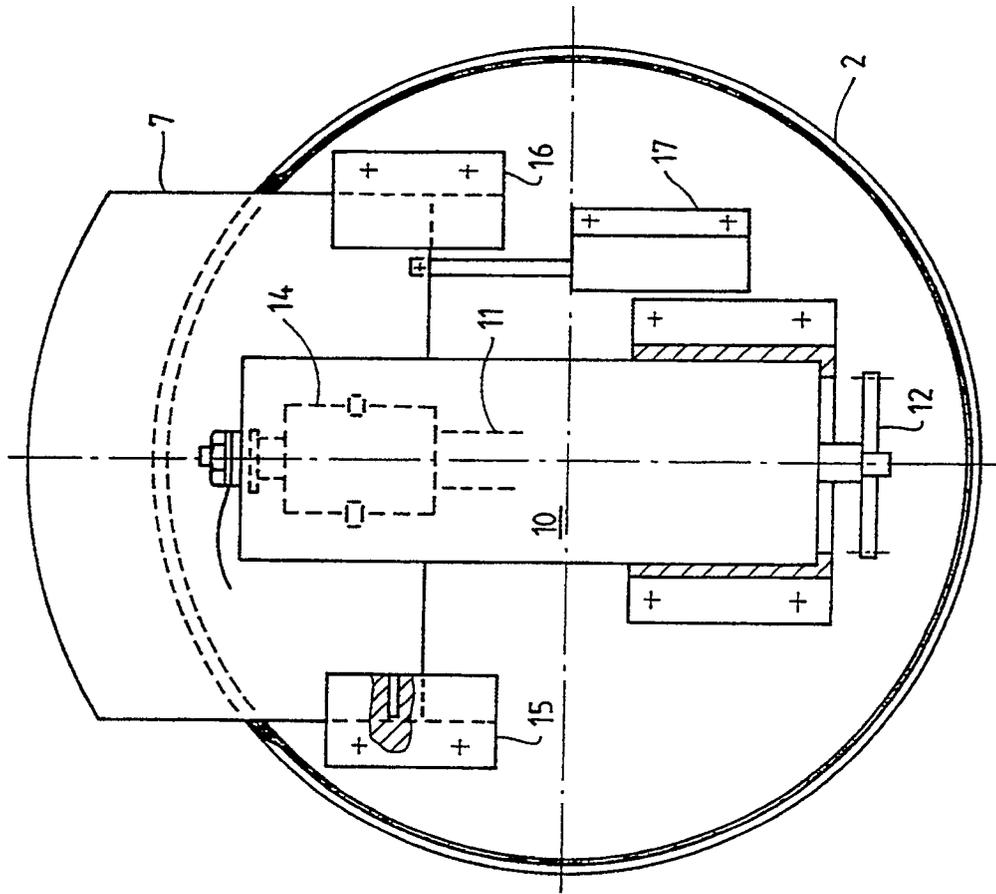


Fig.12

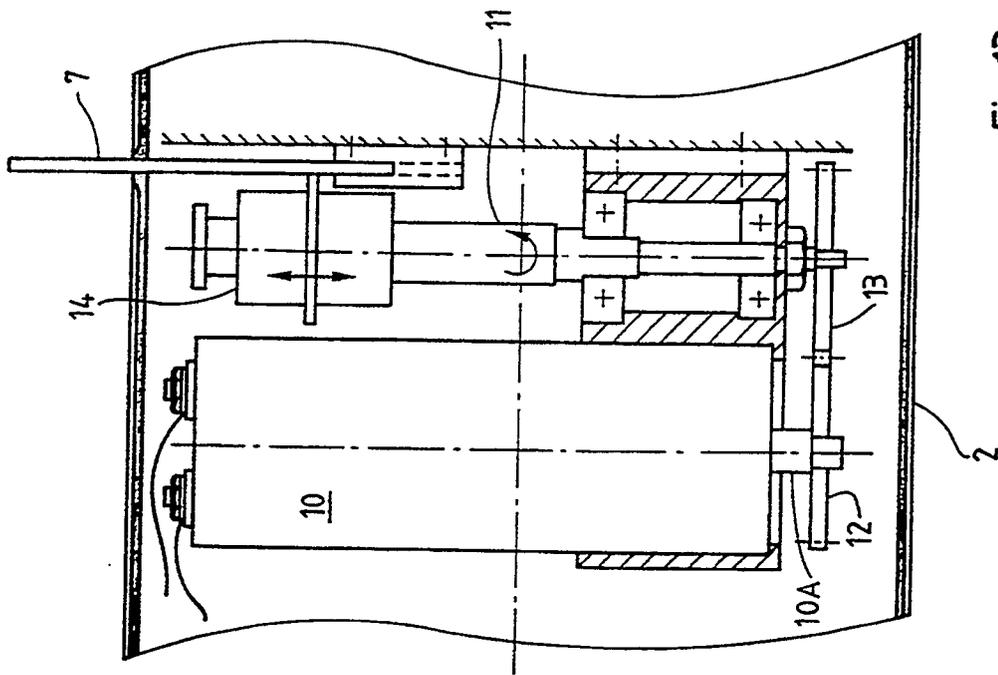


Fig.13

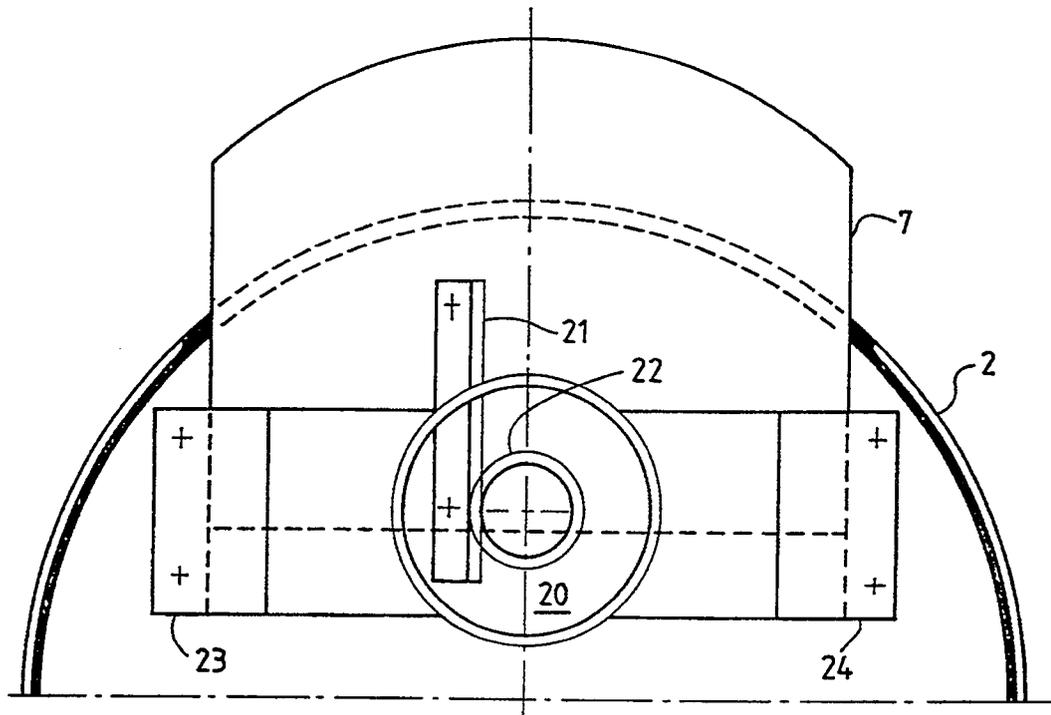


Fig. 14

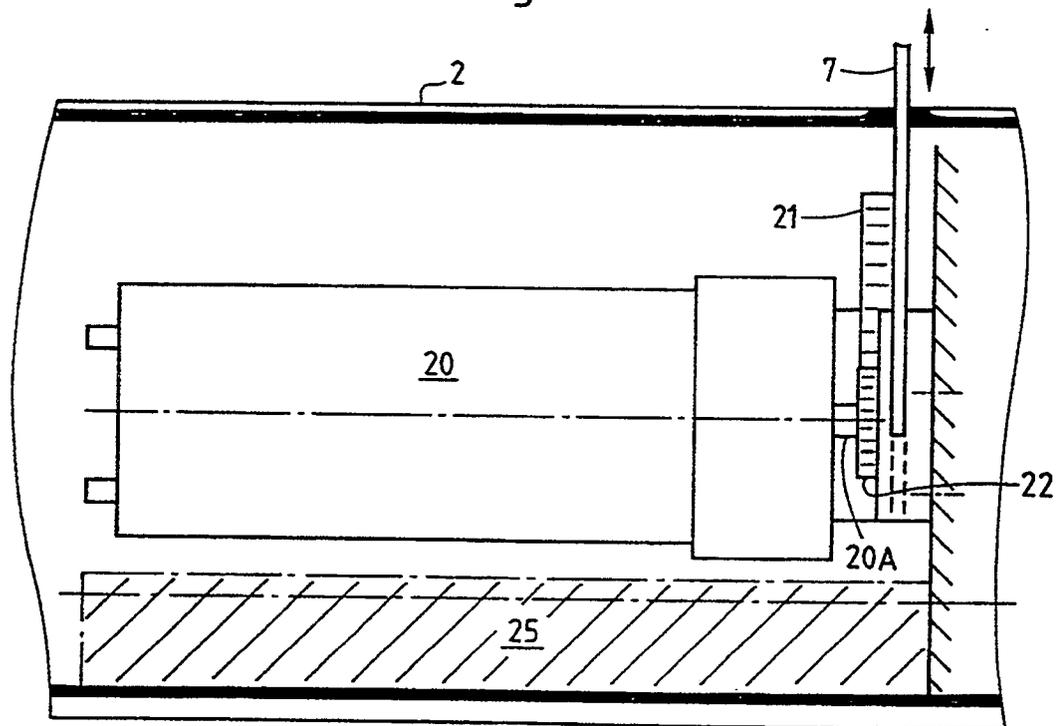


Fig. 15

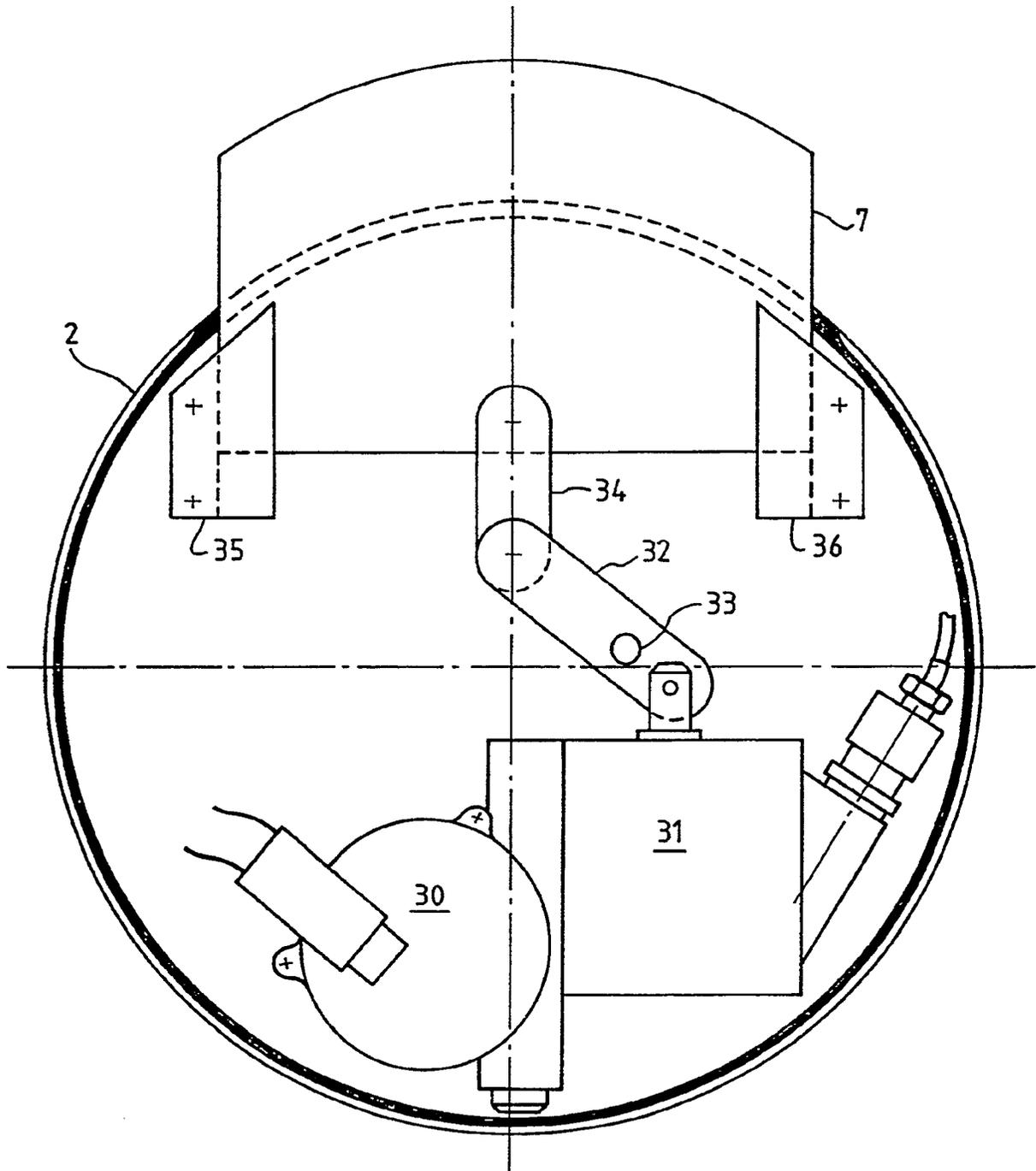


Fig.16



Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numero de la demande

EP 90 40 3430

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int. CL5)
A	FR-A-2 342 201 (HAWKER) * Page 1, lignes 5-13; page 3, lignes 10-40; page 4, lignes 1-9; figures 1,4,5a,5b *	1,4,5, 17,19, 23	F 42 B 10/64
A	EP-A-0 264 529 (RHEINMETALL) * Page 5, dernier paragraphe; page 6, paragraphe 1; figures 1,2 *	1,2,4, 17,18, 23	
A	US-A-3 305 194 (CONARD) * Figures 1-3,6; colonne 4, lignes 20-21 *	1,2,17, 16	
A	US-A-4 497 460 (THORSTED) * Colonne 3, ligne 44; figure 1 *	3	
A	EP-A-0 013 096 (THOMSON) * Figures 1-3 *	3	
A	GB-A-1 188 651 (BRITISH AIRCRAFT CORP.) * Figure 1 *	7	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. CL5)
			F 42 B
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 05-02-1991	Examineur RODOLAUSSE P. E. C. C.
<p>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</p> <p>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</p> <p>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</p> <p>& : membre de la même famille, document correspondant</p>			

EPO FORM 1503 03.82 (P0407)