

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

Numéro de dépôt: 80401169.0

Int. Cl.³: **F 41 G 7/22**
F 42 B 15/18

Date de dépôt: 08.08.80

Priorité: 17.08.79 FR 7920891

Date de publication de la demande:
18.03.81 Bulletin 81/11

Etats Contractants Désignés:
AT BE CH DE GB IT LI LU NL SE

Demandeur: "THOMSON-BRANDT"
173, bld Haussmann
F-75360 Paris Cedex 08(FR)

Inventeur: Metz, Pierre
"THOMSON-CSF" SCPI 173, bld Haussmann
F-75360 Paris Cedex 08(FR)

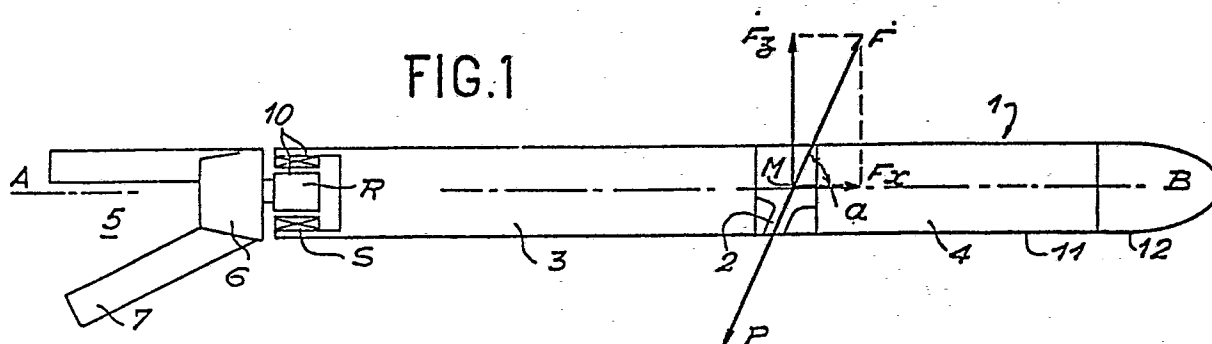
Mandataire: Schmolka, Robert et al,
"THOMSON-CSF" - SCPI 173, bld Haussmann
F-75360 Paris Cedex 08(FR)

Procédé de pilotage et de guidage d'un missile, et missile équipé de moyens de mise en oeuvre de ce procédé.

Un tel missile comportant un propulseur à deux charge-
ments de poudre (3,4) brûlant symétriquement par rapport à
une tuyère latérale (2) est guidé vers une cible selon une loi $\varnothing$
 $= f(\frac{d\varnothing}{dt})$ entre deux limites de $\frac{d\varnothing}{dt}$ correspondant respecti-
vement à un angle $\varnothing_1$ sensiblement égal à zéro et $\varnothing_2$ sensi-
blement égal à 90° . $\varnothing$ est l'angle que fait la force F opposée à la
poussée P, avec le vecteur rotation $\frac{d\varnothing}{dt}$ de l'angle de visée,
 $\frac{d\varnothing}{dt} = \omega$ étant le module du vecteur de rotation instantané.
Des signaux sont fournis en fonction de ces paramètres aux
moyens de contrôle de roulis (6,7) du missile qui réagissent
alors sur l'orientation de la poussée, sans qu'il soit nécessaire
de faire appel à des servogouvernes, assurant au missile une
trajectoire en spirale convergente vers la cible à atteindre.
Durant la phase de préguidage les moyens de contrôle du
roulis assurent également le pilotage du missile selon une loi
mise en mémoire dans l'autodirecteur.

L'invention s'applique à tout missile à tuyère latérale
équipé de moyens de contrôle en roulis et destinés à poursui-
vre une cible fixe ou mobile.

./...



PROCEDE DE PILOTAGE ET DE GUIDAGE D'UN MISSILE,
ET MISSILE EQUIPE DE MOYENS DE MISE EN OEUVRE DE CE PROCEDE.

L'invention concerne un procédé de pilotage et de guidage d'un missile plus particulièrement d'un missile à tuyère latérale. Un tel type de missile est constitué d'un propulseur à deux charges de poudre uniformément réparties de part et d'autre du centre de gravité de l'engin, brûlant simultanément et dont les gaz sont éjectés à travers une tuyère unique, dont l'axe passe sensiblement par ce centre de gravité.

L'invention concerne également les missiles équipés des moyens de mise en oeuvre de ce procédé.

10 Un premier problème se situe au niveau du pilotage de ces missiles ou engins. Pour le résoudre on a le plus souvent recours, dans les procédés connus, à l'utilisation de servogouvernes ou de systèmes de déviation de jet coopérant dans tous les cas avec des voilures aérodynamiques.

15 Un second problème se situe au niveau du guidage proprement dit, c'est-à-dire de l'asservissement du pilotage à une loi d'interception. A titre d'exemple, il est fréquemment fait appel à un autodirecteur placé dans le nez du missile, qui a pour but de détecter la cible, de la poursuivre angulairement et d'élaborer une mesure qui servira d'ordre au pilotage. Classiquement cette mesure est la rotation de la ligne de visée missile-cible réalisée au moyen de cet autodirecteur. En fonction de cette mesure, une loi dite "de collision" (par exemple "de navigation proportionnelle") est utilisée pour réaliser l'interception de la cible. Le contrôle d'attitude du missile nécessite donc la mise en oeuvre de pilotage du type à servo-
20 gouverne ou à déviation de jet déjà énoncé précédemment.

Il en résulte l'obligation de faire appel à des organes mécaniques complexes ainsi qu'à des systèmes d'asservissement également complexes et nécessitant des capteurs divers très coûteux.

La présente invention a pour objet de pallier ces inconvénients et concerne un procédé et des moyens de pilotage d'une part, de guidage d'autre part. Ces deux fonctions sont harmonisées de la manière suivante : le pilotage est assuré grâce à l'action de la
5 poussée du propulseur à tuyère latérale, située au centre de gravité du missile et orientée convenablement par un contrôle du roulis du vecteur vitesse. La commande des moyens de contrôle du roulis est régie en fonction de différents paramètres : notamment, d'une part, une référence de roulis (fournie par le gyroscope par exemple) pour
10 la compensation de la pesanteur lorsqu'une phase de préguidage est utilisée (avant que l'autodirecteur n'ait acquis la cible) ; d'autre part, la rotation de la ligne de visée pour l'asservissement de l'angle de roulis relativement à la mesure du vecteur rotation de cette droite de visée élaborée par l'autodirecteur dès que ce dernier a
15 acquis la cible.

Un système unique d'asservissement transforme la mesure de ces paramètres en signaux de commande appliqués aux moyens de contrôle du roulis qui, comme cela sera expliqué ultérieurement contrôleront l'orientation de la poussée de l'engin.

20 L'invention concerne plus précisément un procédé de pilotage et de guidage d'un missile du type comportant notamment : d'une part, un propulseur à double chargement symétrique par rapport au centre de gravité, brûlant symétriquement par rapport à l'axe d'une tuyère latérale dont l'axe passe par ce centre de gravité et fait un
25 angle (α) avec l'axe du missile ; d'autre part des moyens de contrôle du roulis ; enfin un autodirecteur ; ce procédé étant caractérisé en ce que la mise en action de ces moyens de contrôle du roulis par un système d'asservissement, provoque, par rapport à un trièdre de référence lié à l'espace, une orientation privilégiée de la poussée P due au gaz de combustion donc de la force F opposée à cette
30 poussée ; la valeur de cette force F liée à la loi de combustion du propergol coopérant avec cette direction privilégiée pour déterminer la trajectoire du missile.

L'invention sera mieux comprise à l'aide des explications qui

vont suivre et des figures jointes parmi lesquelles :

- la figure 1 est une représentation schématique d'un missile à tuyère unique latérale, équipé de moyens de contrôle du roulis ;
- les figures 2 et 3 servent à définir des angles respectivement
5 dans un plan vertical et dans un plan horizontal ;
- la figure 4 est une courbe représentant l'évolution de la vitesse de rotation en roulis du missile en fonction du temps ;
- la figure 5 est un schéma explicatif ;
- la figure 6 est la courbe représentative de l'évolution du
10 module du vecteur rotation $\frac{d\omega}{dt}$ de la droite de visée en fonction de l'angle ϕ que fait la force F du propulseur opposée à la poussée avec ce vecteur rotation ;
- la figure 7 est un schéma explicatif ;
- la figure 8 représente schématiquement la trajectoire d'un
15 engin sol-sol fonctionnant selon le procédé et avec des moyens de mise en oeuvre conformes à l'invention.

Pour plus de clarté, les mêmes éléments portent les mêmes références dans toutes les figures.

On a représenté sur la figure 1, un missile 1 comportant un
20 corps 11 équipé d'une tuyère latérale inclinée 2. Les deux chargements 3 et 4 de propergol solide (bloc de poudre) sont symétriques de part et d'autre du centre de gravité M de l'engin, centre de gravité situé sur l'axe de la tuyère 2. La combustion du propergol solide s'effectue selon un front parallèle depuis la tuyère, vers
25 l'avant de l'engin pour le chargement 4 et vers l'arrière pour le chargement 3. A ce corps 11 de missile sont associés des moyens de contrôle en roulis de l'engin. Dans l'exemple décrit, il s'agit d'un empennage 6 dont les ailettes 7 sont calées selon un angle déterminé, qui peut tourner librement autour de l'axe AB de l'engin. La
30 liaison entre le corps 1 et l'empennage 6 est assuré par un moteur couple 10 comportant un rotor R et un stator S. Dans le nez 12 de l'engin se trouve placé un autodirecteur de type connu (non représenté sur la figure). Il s'agit là, d'un exemple de moyen de contrôle du roulis tel que décrit dans le brevet français N° 75/23642 publié

sous le N° 2 321 723. Ce procédé consiste à utiliser le couple antiroulis d'un empennage tournant appliqué au contrôle du roulis du corps du missile. Un tel système est donc essentiellement constitué par l'empennage tournant, concentrique au corps dont on veut
5 contrôler l'attitude. D'autres systèmes de contrôle de roulis tels que des empennages à ailes orientables peuvent également être mis en oeuvre.

Ces moyens de contrôle de roulis, conformément à l'invention, et comme cela est plus amplement décrit ci-dessous coopèrent avec
10 le propulseur proprement dit, constitué par deux chargements de poudre symétriques par rapport au centre de gravité et la tuyère dont l'axe passe par ce centre de gravité, pour orienter selon un trièdre de référence lié à l'espace la composante F dont la valeur est liée à la loi de combustion du propergol solide opposée à la
15 poussée, faisant un angle (α) avec l'axe AB de l'engin. Cette force F se décompose en deux composantes, l'une F_x située sur l'axe AB et l'autre F_z perpendiculaire à cet axe. L'angle (α) est choisi de préférence compris entre 20° et 90° . La composante F_x est utilisée alors comme moteur et la composante F_z sert à faire évoluer le
20 missile par exemple à compenser les effets de pesanteur, ceci notamment pendant la phase de pilotage assurant ainsi la sustentation du missile. Si l'angle (α) choisi est égal à 90° la composante F_x est nulle mais le procédé de pilotage et de guidage selon l'invention reste valable. Sans voilure supplémentaire, les moyens de
25 contrôle du roulis permettent un pilotage de l'engin.

Deux cas peuvent se présenter : le premier correspond au pilotage durant la phase de préguidage (l'autodirecteur n'a pas encore acquis la cible) et le second correspond au pilotage durant la phase de guidage proprement dit (après acquisition de la cible par
30 l'autodirecteur).

a) Avant l'acquisition de la cible par l'autodirecteur, la phase de préguidage, si elle est utilisée, nécessite la prise en considération d'une référence inertielle. Dans l'exemple décrit on utilise pour cela la toupie gyroscopique de l'autodirecteur (notamment du type optro-

nique).

Comme le montre la figure 2, la direction de la toupie du gyroscope 30, avant le tir, est orientée selon un angle négatif S_0 (par rapport à l'horizontale). Cet angle varie après le tir en fonction du temps pour prendre une valeur par exemple égale à S . La différence ϵ est alors égale à chaque instant en fonction du temps à une valeur ϵ_t donnée.

De même comme le montre la figure 3, dans le plan horizontal, l'axe de la toupie du gyroscope $a'b'$ fait au moment du tir avec l'axe du tir $a'b''$ un angle G_0 . Durant son évolution sur sa trajectoire, l'axe AB du missile 1 fait à chaque instant un angle G avec l'axe gyroscopique $a'b'$.

L'asservissement de pilotage peut être obtenu conformément à l'invention de deux manières différentes mais qui mettent en oeuvre l'une et l'autre, uniquement les moyens de commande en roulis tels que définis précédemment.

La première solution consiste à commander en roulis la vitesse de rotation de cette vitesse $\frac{d\phi}{dt}$ en tour seconde en fonction du temps (t) de manière à accélérer cette vitesse sur un demi tour et à décélérer celle-ci durant l'autre demi tour comme le montre la figure 4 qui représente l'évolution.

Les valeurs sont choisies pour que la force F_z moyenne résultante sur un tour complet soit proportionnelle aux mesures $(S - S_0)$ et G . Si la vitesse de rotation du missile $\frac{d\phi}{dt}$ était constante, la composante F_z aurait une valeur moyenne nulle. Par ce moyen un tel pilotage oblige le missile à suivre la direction mise en mémoire dans l'autodirecteur en réalisant : $(S - S_0) = 0$ et $G = 0$.

Une autre variante consiste à balancer le roulis de droite à gauche d'un angle compris entre 0 et 90°, éventuellement de manière dissymétrique, telle que la composante F_z moyenne soit proportionnelle à $(S - S_0)$ et telle que la composante F_z fasse avec la verticale un angle (b) ce qui conduit à l'existence d'une composante F_H (figure 5) horizontale pour amener l'angle G à être égal à zéro.

Ainsi par la seule action sur les moyens de commande de roulis

du missile il est possible d'orienter la composante F_z de la force F et à contrôler sa valeur moyenne, et donc de faire suivre au missile la trajectoire qui lui a été assignée au départ.

b) Dès l'acquisition de la cible par l'autodirecteur situé dans le nez de l'engin, celui-ci mesure l'orientation et la valeur instantanée du vecteur, la vitesse de rotation $\frac{d\omega}{dt}$ de la droite de visée missile-cible par rapport au même trièdre de référence lié à l'espace par rapport auquel l'orientation de la composante F est définie. Cette mesure est exploitée au sein d'un système d'asservissement non représenté sur les figures qui ne comportent que des éléments connus tels que détecteur, calculateur, bloc amplificateur, etc... de telle sorte qu'à chaque instant il fournit au moteur couple 10 (figure 1) un signal de commande régi par la fonction $\phi = f\left(\frac{d\omega}{dt}\right)$ représenté sur la figure 6.

- 15 - ϕ représente l'angle que fait le vecteur F avec le vecteur rotation instantané de la droite missile-cible. Pour simplifier l'écriture, on désigne dans la suite de la description le module du vecteur rotation $\frac{d\omega}{dt}$ par le signe $\dot{\omega}$. A chaque instant, ce module du vecteur rotation est régi par l'équation : $\dot{\omega} D = V_r \sin \alpha$
- 20 - V_r étant la vitesse relative ;
- D étant la mesure de la distance MC entre le centre de gravité M de l'engin et la cible C que celui-ci doit atteindre ;
- α étant l'angle que fait le vecteur vitesse V_r de l'engin avec la droite MC reliant l'engin M à la cible C comme le montre la figure 7
- 25 dans laquelle V_m est le vecteur vitesse du mobile et V_c le vecteur vitesse de la cible.

Conformément à l'invention, le système d'asservissement chargé de commander le moteur couple assurant la commande des moyens de contrôle du roulis de l'engin agissant directement sur la direction de la force F et de ses composantes F_x et F_z délivre à ce moteur couple des signaux tels que le module $\dot{\omega}$ du vecteur rotation reste compris entre deux valeurs $\dot{\omega}_{\min}$ et $\dot{\omega}_{\max}$ (figure 6) pour des valeurs de l'angle ϕ variant de ϕ_1 à ϕ_2 . Dans l'exemple décrit ϕ_1 est choisi voisin de zéro et ϕ_2 voisin de 90° sans que ces

valeurs présentent un caractère limitatif. Le fonctionnement de l'engin est alors le suivant : lorsque $\dot{\omega} > \dot{\omega}_{\text{maxi}}$ l'angle $\phi = 90^\circ$. La force F est dans le plan défini par la droite MC et le vecteur V . L'évolution du missile est alors telle que $\dot{\omega}$ diminue et tend vers $\dot{\omega}_{\text{mini}}$. L'angle ϕ est contraint à varier de $\phi = 90^\circ$ vers $\phi =$ zéro degré. La force F de ce fait quitte le plan $\overline{VD}$. Il en résulte une évolution du missile perpendiculairement au plan de rattrapage. Mais la distance D diminue, la valeur de $\dot{\omega}$ recroît et l'angle ϕ tend à nouveau vers la valeur de $\phi \simeq 90^\circ$.

10 Un tel asservissement de guidage tend en fin de compte à faire évoluer l'engin sur une trajectoire en forme de spirale convergente.

Les explications précédentes montrent comment la loi de commande en roulis de la figure 2 permet de piloter et de guider un engin tournant, ayant une seule tuyère pour effectuer les corrections dans l'espace afin de parvenir à la collision avec une cible fixe ou mobile. Il suffit pour cela de respecter des caractéristiques de poussée donc de la force F et des valeurs de $\dot{\omega}_{\text{mini}}$ et $\dot{\omega}_{\text{maxi}}$ correctes pour obtenir une excellente précision de guidage.

La figure 8 représente, à titre d'exemple non limitatif, la trajectoire d'un missile sol-sol. On peut distinguer dans la mission d'un tel engin trois phases successives.

La première phase préliminaire ou phase canon permet de donner à l'engin une vitesse initiale V_{mo} par exemple 300 m/sec suivant un angle de site b_1 permettant à l'engin d'être mis sur une trajectoire balistique. Sur la figure 8 on a représenté en abscisses la distance X parcourue en km et en ordonnées l'altitude H de l'engin en mètres. L'engin durant la phase préliminaire allant de I à II parcourt, dans l'exemple décrit, environ 10 km et atteint son altitude maximale H_m avant de se retrouver à l'altitude de 1000 mètres, altitude à partir de laquelle le propulseur est mis à feu. Le contrôle des moyens de roulis agissant selon l'invention sur la direction de la composante F_z de portance permet à l'engin de se maintenir en altitude au-dessous de 1000 mètres, plus précisément au-dessous des nuages durant la phase de préguidage (III-IV) sans

qu'il soit nécessaire de faire appel à une voilure de sustentation. Il en résulte une simplicité du matériel très appréciable. Dès l'acquisition de la cible C par l'autodirecteur, l'engin entre dans la phase repérée (IV-C) de guidage proprement dit. Cette acquisition a lieu
5 environ 3 km avant que l'engin atteigne la cible. C'est dès ce moment qu'entre en jeu le procédé de guidage conforme à l'invention conduisant à une trajectoire en spirale convergente.

Les missiles ou engins auxquels les procédés et moyens de mise en oeuvre de ce procédé conformes à l'invention sont applicables,
10 sont de types variés. Il peut s'agir notamment de tous types d'armes destinées à poursuivre une cible qu'elle soit fixe ou mobile.

REVENDICATIONS

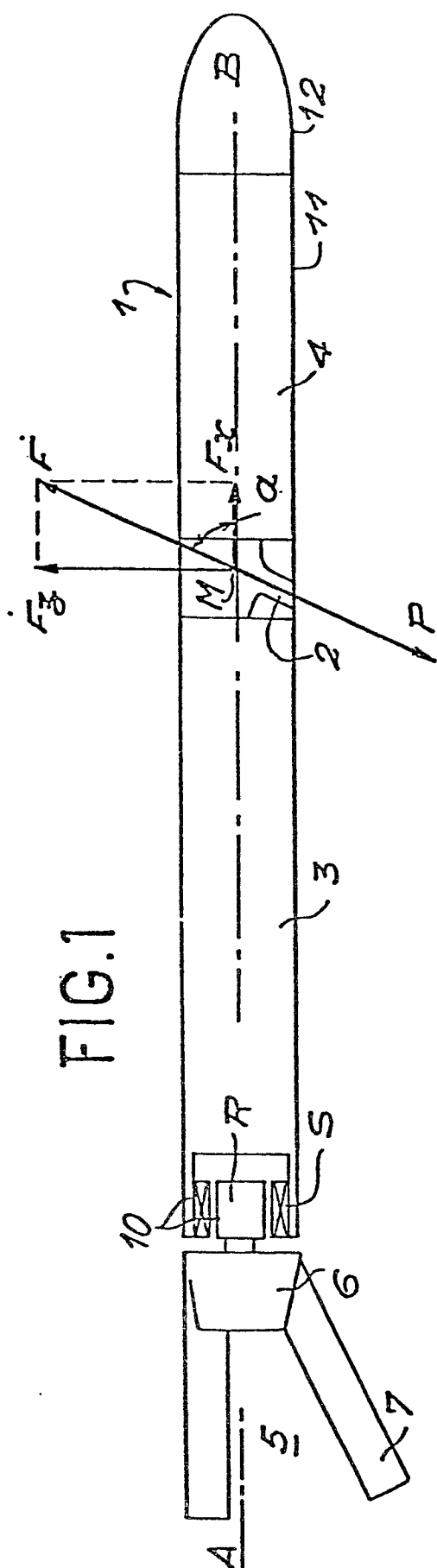
1. Procédé de pilotage et de guidage d'un missile du type comportant notamment : d'une part un propulseur à double chargement symétrique par rapport au centre de gravité, brûlant symétriquement par rapport à l'axe d'une tuyère latérale dont l'axe passe par ce centre de gravité et fait un angle (α) avec l'axe du missile ; d'autre part des moyens de contrôle du roulis ; enfin un auto-directeur ; ce procédé étant caractérisé en ce que la mise en action de ces moyens de contrôle du roulis par un système d'asservissement, provoque, par rapport à un trièdre de référence lié à l'espace, une orientation privilégiée de la poussée P due au gaz de combustion donc de la force F opposée à cette poussée, la valeur de cette force F liée à la loi de combustion du propergol coopérant avec cette direction privilégiée pour déterminer la trajectoire du missile.
2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que la toupie d'un gyroscope appartenant à l'autodirecteur est orientée d'une part dans le plan vertical selon un angle S_0 par rapport à l'axe AB du missile, avant le tir, cet angle S_0 pouvant prendre au cours du tir, des valeurs S différents de S_0 tel qu'apparaisse en fonction du temps une différence $S - S_0 = \varepsilon_t$, d'autre part dans le plan horizontal selon un angle G_0 par rapport à l'axe de tir, cet angle G_0 prenant des valeurs différentes en fonction du temps ; le système d'asservissement durant la phase de préguidage fournissant au moyen de contrôle du roulis des ordres de commande en fonction des mesures des angles S et G faites par l'autodirecteur conduisant à une orientation de la poussée telle que à tout instant $\varepsilon_t = 0$ et $G = 0$.
3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que la vitesse de rotation en roulis du missile est accélérée sur un demi tour et décélérée sur l'autre demi tour.
4. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que le roulis est balancé de droite à gauche d'un angle compris entre zéro degré et 90 degrés.

5. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que, dès que l'acquisition de la cible par l'autodirecteur est réalisée, ce dernier fournit la mesure du module instantané $\dot{\omega}$ du vecteur rotation de la droite de visée, à un système d'asservissement qui à son tour fournit aux moyens de contrôle de roulis, des signaux de commande assurant l'évolution entre deux limites $\dot{\omega}_{\text{mini}}$ et $\dot{\omega}_{\text{maxi}}$ correspondant respectivement à une valeur ϕ_1 et ϕ_2 de l'angle ϕ que fait la force F avec le vecteur rotation instantané $\frac{d\omega}{dt}$ faisant ainsi suivre au missile une trajectoire en spirale convergente vers la cible durant la phase de guidage.

6. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce que l'angle ϕ_1 est voisin de zéro degré et l'angle ϕ_2 voisin de 90 degrés.

7. Missile équipé des moyens de mise en oeuvre du procédé conforme à l'une des revendications précédentes.

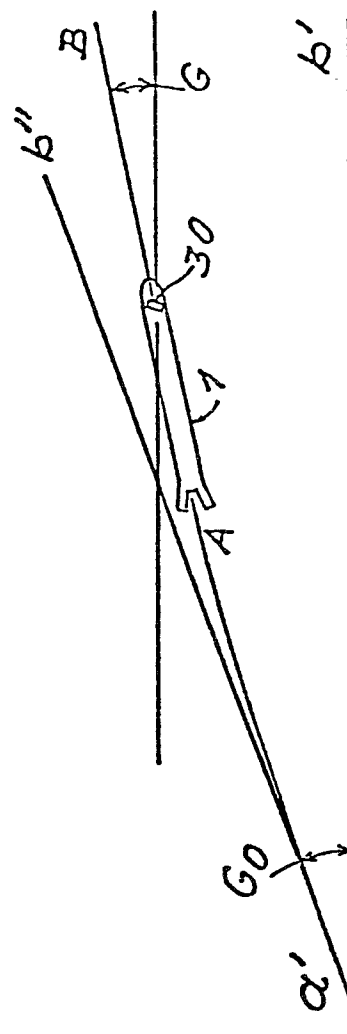
8. Missile selon la revendication 7, caractérisé en ce que les moyens de contrôle du roulis sont constitués par un empennage qui peut tourner librement autour de l'axe du missile, la liaison entre cet empennage tournant et le propulseur étant assurée par un moteur couple comportant un rotor R et un stator S recevant les signaux de commande fournis par un système d'asservissement en fonction des paramètres de pilotage et de guidage de telle sorte que le couple antiroulis de cet empennage tournant provoque une modification d'orientation de la poussée P donc de la force F et de ses composantes F_X et F_Z par rapport à une trièdre de référence liée à l'espace.



161



2162



561

2/2

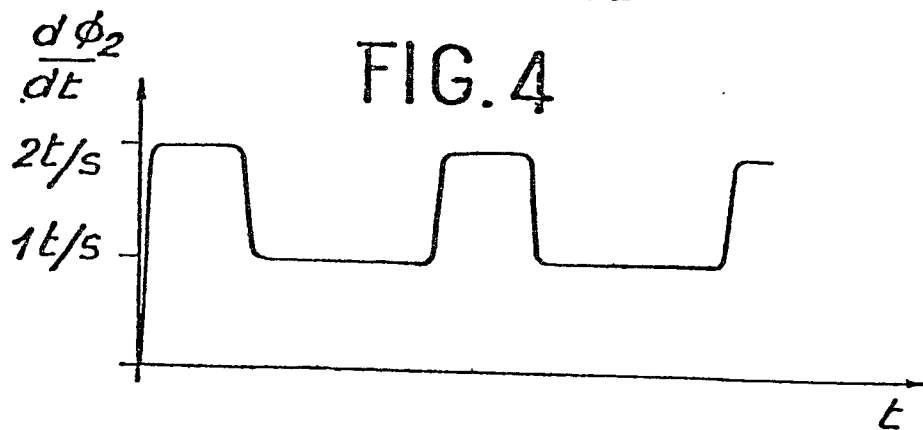


FIG. 5

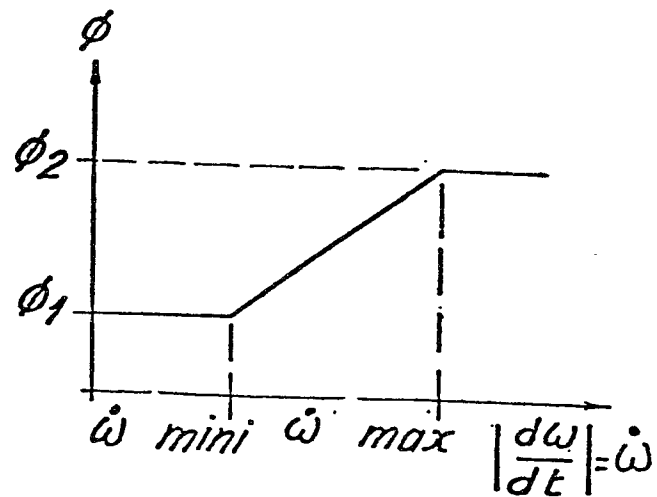
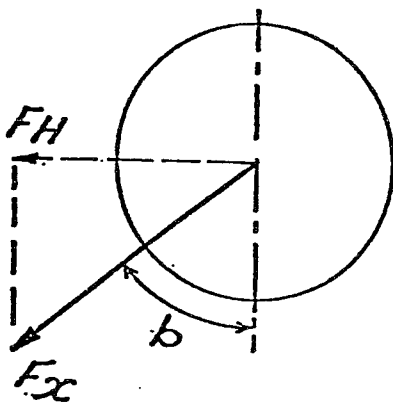


FIG. 6

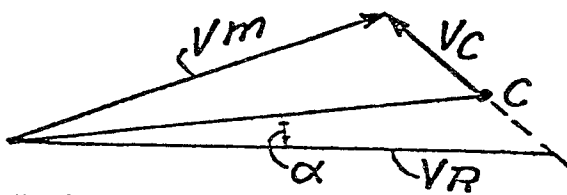
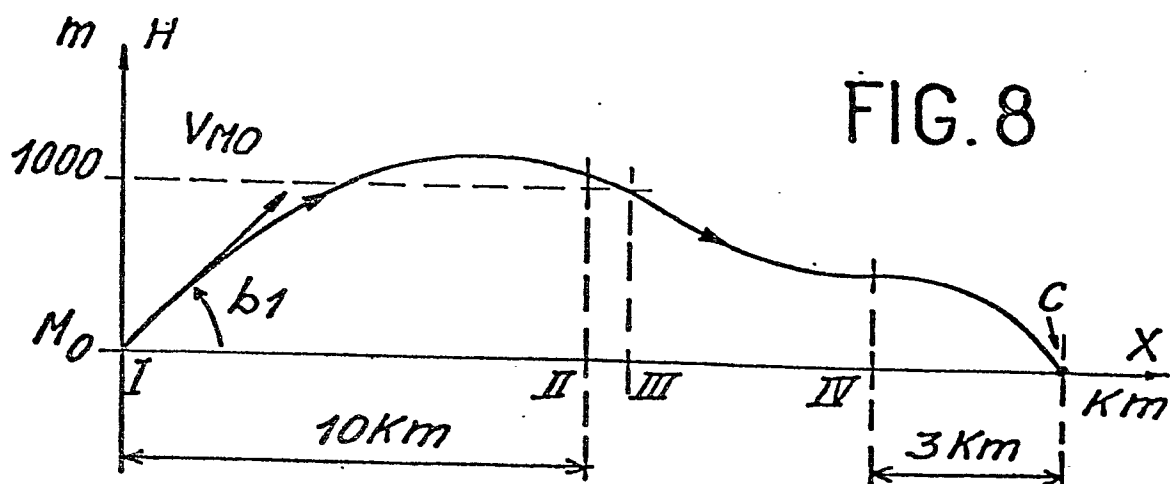


FIG. 7





Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

0025373

Numéro de la demande

EP 80 40 1169

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int. Cl. ³)
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	
X	<u>FR - E - 62 406 (B.L.E. CRABAS)</u> * Figures 1,2; page 1, colonne de gauche, ligne 1 - page 3, colonne de gauche, ligne 11 *	1	F 41 G 7/22 F 42 B 15/18
	--		
	<u>FR - A - 2 049 166 (A.B. BOFORS)</u> * En entier *	1	
	--		
A	<u>FR - A - 2 165 135 (S.E.R.A.T.)</u>	1	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl. ³)
A	<u>US - A - 4 003 531 (R.H. FINK)</u>	1	
A	<u>US - A - 3 599 899 (E.E.McCULLOGH)</u>	1	F 41 G F 42 B G 05 D B 64 C F 02 K
A	<u>FR - A - 2 386 802 (THOMSON-BRANDT)</u>	1	
DA	<u>FR - A - 2 321 723 (THOMSON-BRANDT)</u>	1	

			CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES
			X: particulièrement pertinent A: arrière-plan technologique O: divulgation non-écrite P: document intercalaire T: théorie ou principe à la base de l'invention E: demande faisant interférence D: document cité dans la demande L: document cité pour d'autres raisons
			&: membre de la même famille, document correspondant
Le présent rapport de recherche a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche La Haye		Date d'achèvement de la recherche 18-11-1980	Examineur CHAIX DE LAVARENE