



⑫ **DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

⑳ Numéro de dépôt : **91401006.1**

⑤① Int. Cl.⁵ : **F41G 7/22**

㉔ Date de dépôt : **16.04.91**

③① Priorité : **23.04.90 FR 9005305**

④③ Date de publication de la demande :
06.11.91 Bulletin 91/45

⑧④ Etats contractants désignés :
CH DE GB IT LI NL SE

⑦① Demandeur : **Durieux, Jean Loup**
28, rue de Belat
F-16000 Angoulême (FR)

⑦② Inventeur : **Durieux, Jean Loup**
28, rue de Belat
F-16000 Angoulême (FR)

⑦④ Mandataire : **Armengaud Aîné, Alain**
Cabinet ARMENGAUD AINE 3 Avenue
Bugeaud
F-75116 Paris (FR)

⑤④ Procédé d'autoguidage d'un missile sur une cible supersonique.

⑤⑦ Procédé de guidage d'un missile (4) anti aérien supersonique vers une cible supersonique (5) caractérisé en ce qu'il consiste à asservir la trajectoire (16) du missile (4) à l'onde de pression ou onde de choc (7) induite à grande vitesse par ladite cible (5).

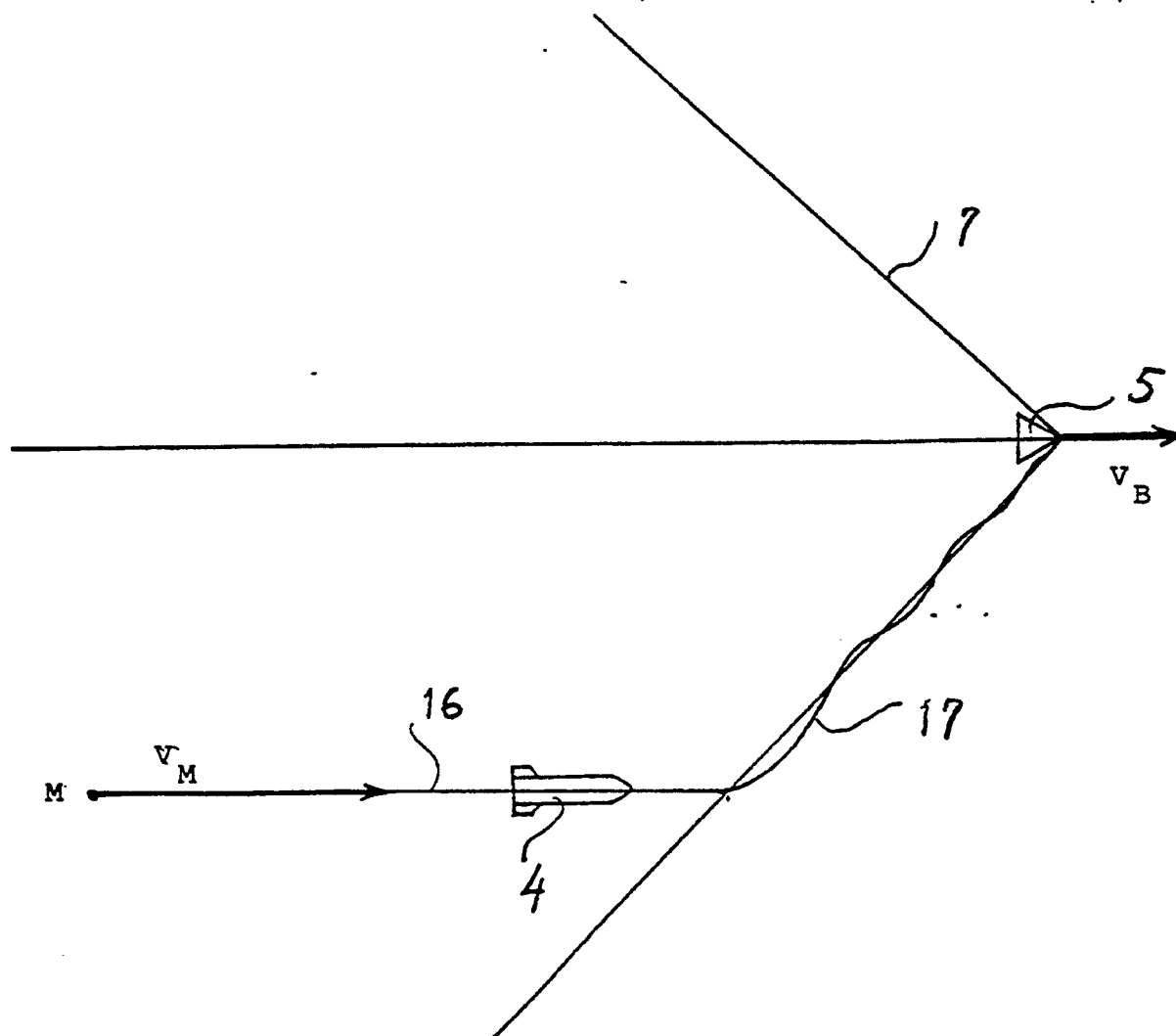


FIG. 6

La présente invention concerne un procédé d'autoguidage de missile tactique sur un but supersonique.

Traditionnellement l'organe de guidage des missiles autoguidés est un capteur sensible au rayonnement électromagnétique ou infrarouge de la cible. Ce capteur est, en général, porté sur un système de pointage mobile asservi sur le but appelé autodirecteur. Des gyromètres montés sur l'autodirecteur mesurent la vitesse angulaire absolue de la ligne de visée qui est, à la précision de l'asservissement près, la ligne missile-cible. Le capteur peut aussi être lié au missile. Dans ce cas la vitesse angulaire absolue de la ligne missile-cible est obtenue en combinant la direction de la cible relative au missile, mesurée par le capteur, et l'orientation absolue du missile mesurée par une centrale inertielle. Le capteur électromagnétique est actif ou passif, suivant qu'il émet lui-même ou non le rayonnement éclairant la cible. La loi de guidage transforme la vitesse angulaire absolue de la ligne de visée en un ordre au missile. Elle demande la connaissance de la vitesse radiale missile cible qui est soit mesurée, soit estimée.

L'autodirecteur a les inconvénients suivants :

- . Coût très élevé,
- . Sensibilité au leurrage,
- . point visé sur la cible mal connu et fluctuant, pouvant sortir du contour apparent,
- . accrochage sur la cible délicat, qu'il soit réalisé avant ou après le départ du missile,
- . portée limitée.

Le procédé selon l'invention permet de remédier aux inconvénients précédents car il est basé sur l'asservissement du missile à l'onde de choc attachée à la cible au moyen d'organes sensibles qui sont de simples capteurs de pression. Il ne concerne donc que les cibles supersoniques. Le terme onde de choc est utilisé ici pour définir l'onde de pression induite à grande distance par une cible supersonique, assimilable à une nappe de révolution de faible épaisseur, se propageant suivant les lois de l'acoustique. On pourrait utiliser de manière équivalente, le terme "onde acoustique".

On connaît (DE-A-3333758) l'utilisation de capteurs acoustiques pour assurer la détection de cibles subsoniques et également (DE-A-3528075) l'application de tels capteurs, positionnés au sol, pour mesurer la trajectoire d'un mobile supersonique. Dans cette technique antérieure, il n'est pas question d'asservir la trajectoire d'un missile supersonique à l'onde de choc d'une cible supersonique pour obtenir les avantages et effets techniques mentionnés ci-dessus.

L'invention a donc pour objet un procédé de guidage d'un missile anti aérien supersonique vers une cible supersonique caractérisé en ce qu'il consiste à asservir la trajectoire du missile à l'onde de choc induite à grande vitesse par ladite cible.

Le missile est muni d'une centrale inertielle rusti-

que fournissant à chaque instant une mesure de sa position M , de son vecteur vitesse V_M , de son accélération T_M et de son trièdre de référence T_M dans un trièdre inertielle de référence T_O .

L'organe sensible du guidage, remplaçant l'autodirecteur, est constitué par un ou plusieurs capteurs de pression placés à bord du missile. Ces capteurs peuvent être constitués d'un ou plusieurs orifices répartis sur le missile reliés à autant de détecteurs de pression, ou à un détecteur unique pour l'ensemble des orifices. Il s'agit de détecteurs simples de type microphone. Ces capteurs détectent et datent, grâce à une horloge interne, leurs passages à travers l'onde de choc de la cible. Compte tenu de la raideur du front de l'onde de choc de la cible, ces passages sont datés avec une très grande précision. La bande passante des capteurs est choisie en conséquence. La figure 1 montre des emplacements possibles de capteurs 1, 2, 3 installés à bord du missile 4.

L'onde de choc de la cible est assimilée à une nappe conique d'origine un point B de la cible, d'axe

la vitesse de la cible V_B et d'angle au sommet $\phi = \text{Arc} \sin \frac{a}{V_B}$, a étant la célérité du son.

Dans son principe, l'ordre de guidage produit une trajectoire du missile, qui, relativement au but a l'allure d'une sinusoïde de faible amplitude située alternativement à l'intérieur et à l'extérieur de la nappe conique en suivant une génératrice de cette nappe. Les mesures concourant à l'élaboration de l'ordre sont effectuées à chaque traversée de la nappe conique. L'interception a lieu quand le missile arrive au sommet du cône ce qui demande évidemment que sa vitesse soit supérieure à celle de la cible.

La figure 2 montre la cible 5, la trajectoire absolue 6 de la cible, le missile 4, l'onde de choc conique 7 de la cible 5, la trajectoire relative moyenne 8 du missile 5 qui est une génératrice du cône, la trajectoire absolue moyenne 9 du missile conduisant au point d'interception 10.

Dans sa réalisation suivant l'invention, la loi de guidage comprend deux modules fonctionnels programmés sur le calculateur du missile. Le premier, appelé estimateur, détermine la vitesse du missile relativement à la nappe conique à chaque traversée de celle-ci. Le second, appelé contrôleur élabore la commande au missile en fonction de la vitesse relative estimée.

L'estimateur estime la trajectoire de la cible définie par sa position B et son vecteur vitesse V_B , soit en tout six paramètres, à partir des positions successives des capteurs de pression $M_C(k,i)$ à la traversée de l'onde de choc (k le numéro du capteur, i numéro de la traversée), survenant à l'instant T_i . Ces positions sont déduites de la position à t_i du missile

élaborée par la centrale inertielle et de la disposition des capteurs dans le missile. L'estimateur non linéaire utilise un algorithme du gradient conjugué ou d'un autre type. Il est initialisé avec les informations éventuelles sur la trajectoire du but communiquées au missile avant tir. En l'absence de telles informations, la convergence est acquise après un nombre n de traversées dépendant du nombre k de capteurs installés dans le missile, tel que $nk=6$. Il est possible, lorsque le transitoire de recalage est amorti, d'estimer l'accélération du but Γ_B . La grande précision des mesures l'autorise.

On choisit un capteur particulier (dans le cas où il est unique c'est évidemment celui-là) comme point du missile dont la trajectoire sera contrôlée. A partir de l'estimée du but $\hat{B}_i$, $\hat{V}_{B_i}$ obtenue quand ce

capteur effectue la traversée n^o au point M_i , on détermine en ce point le trièdre instantané du guidage T_C constitué par la génératrice du cône x_C , la normale intérieure z_C , la tangente au cercle directeur y_C . On calcule en outre les composantes de la vitesse relative du missile au but suivant z_C et y_C , notées $\dot{e}_z$ et $\dot{e}_y$.

Le contrôleur élabore les ordres commandés au missile. Le missile auquel s'applique l'invention peut avoir une organisation quelconque. Il peut être stabilisé en roulis ou en autorotation naturelle. Son mouvement latéral peut être produit par des forces aérodynamiques et/ou pyrotechniques. La prise d'incidence peut être provoquée par un actionneur aérodynamique (gouverne), pyrotechnique (impulseur, jet transversal) ou autre. L'actionneur peut opérer suivant deux axes transversaux de manoeuvre (lacet, tangage) ou un seul (si le missile est directement en autorotation). L'ordre commandé peut s'adresser directement à (aux) actionneur(s) ou à un autopilote, s'il existe. Il peut s'agir d'un autopilote en accélération ou en vitesse angulaire transversale. L'exposé suivant est fait en supposant un missile stabilisé en roulis et muni d'un autopilote en accélération.

Les ordres en accélération au missile sont d'abord calculés dans le repère x_C, y_C, z_C . Ils comprennent deux composantes. La première composante Γ_{y_C} dirigée suivant y_C , a pour effet d'asservir la projection du missile sur le plan tangent au cône $x_C y_C$, à suivre la génératrice du cône x_C , ou encore d'asservir la projection de la vitesse du missile sur le plan tangent au cône à être parallèle à la génératrice. Elle est linéaire, de la forme $\Gamma_{y_C} = -k y$, k gain. Une fonction de transfert plus élaborée pourrait être substituée au gain suivant la dynamique du missile. La seconde composante Γ_{z_C} , dirigée suivant la normale au cône z_C a pour but d'entretenir une trajectoire périodique perpendiculaire à l'onde de choc assurant les traversées nécessaires à l'excitation des capteurs de pression et aux mesures subséquentes. Elle est produite par une loi non linéaire de la forme

$\Gamma_{z_C} = \Gamma_{\max} \text{signe}(f(e))$. La fonction f est choisie, en liaison avec l'amplitude $\Gamma_{\max}$ de la commande et la dynamique du missile, pour régler comme il convient l'amplitude et la fréquence du cycle limite. La distance de passage est de l'ordre de l'amplitude de ce cycle.

Les ordres en accélération sont ensuite calculés dans le repère missile x_m, y_m, z_m (mesuré par la centrale inertielle), par la condition que leurs projections sur y_C et z_C soient respectivement égales à Γ_{y_C} et Γ_{z_C} .

La figure 3 constitue un diagramme fonctionnel simplifié du procédé selon l'invention montrant les fonctions exercées par le(s) capteur(s) (fonction A), la centrale inertielle (fonction B), l'estimateur (fonctions C) et le contrôleur (fonctions D).

La figure 4 montre la trajectoire relative 8' du missile autour de la génératrice de cône 8 contenue dans le plan défini par cette génératrice 8 et la normale 11.

Le missile est lancé depuis un poste de tir. L'invention s'applique à un poste de tir terrestre, naval ou aérien. La direction de lancement peut être quelconque sous les conditions que le missile rallie l'onde de choc de la cible et dispose des capacités cinématiques suffisantes pour s'y asservir et rattraper la cible. Au cours de la phase initiale entre le lancement et la première traversée de l'onde de choc de la cible, le missile est asservi à une trajectoire de ralliement précalculée sous le critère que la vitesse du missile relative au but à la première traversée de l'onde de choc ait une direction aussi proche que possible de celle de la génératrice de la nappe conique, c'est à dire que la condition cinématique d'interception indiquée sur la figure 5 soit remplie. Sur cette figure on voit la vitesse absolue 12 du but, celle 13 du missile, la vitesse relative 14 de ce missile. L'angle 15 vaut

$\text{Arc sin} \frac{a}{V_B}$, a étant la célérité du son. La détermination

de cette trajectoire suppose que le poste de tir ait des informations sur la trajectoire du but (une telle information peut être simplement la détection du passage de l'onde de choc de la cible par le poste de tir). Si aucune information n'est disponible le missile peut être tiré au jugé et la trajectoire de ralliement est rectiligne. Il en résulte que, dans la plupart des cas, la condition cinématique d'interception ne sera pas réalisée à la première traversée, mais après un transitoire résorbé au bout d'une à deux traversées supplémentaires, au delà duquel le cycle limite asservissant le missile à l'onde de choc sera effectivement enclenché. Les ordres $\Gamma_{y_C}, \Gamma_{z_C}$ calculés aux premières traversées tiennent compte de cette circonstance et aussi du temps de réponse de l'algorithme de l'estimateur. La figure 6 montre une trajectoire relative complète d'interception pour un poste de tir situé à l'intérieur de la nappe conique, ce qui pourrait être le cas d'un tir air-air. On y voit la cible 5, son onde de choc 7, la trajectoire relative de ralliement 16 et la trajectoire relative d'interception 17.

Revendications

- 1) Procédé de guidage d'un missile anti aérien supersonique vers une cible supersonique caractérisé en ce qu'il consiste à asservir la trajectoire du missile à l'onde de pression ou onde de choc induite à grande vitesse par ladite cible. 5
- 2) Procédé de guidage suivant la revendication 1 caractérisé en ce que la détection de l'onde de choc de la cible par le missile est assurée au moyen d'un ou plusieurs capteurs de pression (1-2-3) installés à bord dudit missile (4). 10
- 3) Procédé de guidage suivant les revendications précédentes caractérisé en ce que l'on estime la trajectoire de la cible à partir des positions et attitudes du missile aux instants datés auxquels les capteurs de pression installés à bord du missile traversent l'onde de choc de la cible, au moyen d'algorithme approprié. 15
- 4) Procédé d'identification de la trajectoire d'une cible supersonique caractérisé en ce qu'il met en oeuvre un réseau de capteurs de pression portés par une installation fixe terrestre, par un véhicule terrestre, par un navire ou un aéronef, suivant la revendication 3. 20
- 5) Procédé de guidage suivant les revendications 1, 2 et 3 caractérisé en ce qu'il consiste à commander au missile une trajectoire quasi sinusoïdale de part et d'autre de l'onde assurant l'excitation périodique des capteurs de pression et les mesures subséquentes. 25
- 6) Procédé de guidage suivant les revendications 1, 2, 3 et 5 caractérisé en ce qu'il consiste à éviter au missile de décrire en finale une hélice conique par asservissement de sa trajectoire relative moyenne à la génératrice de l'onde de choc conique. 30
- 7) Procédé de guidage suivant les revendications 1, 2, 3, 4, 5, 6 caractérisé en ce qu'il consiste à lancer un missile muni de capteurs de pression dans une direction calculée par un poste de tir automatique muni de capteurs de pression suivant la revendication 4. 35 40
- 8) Procédé de guidage suivant les revendications 1, 2, 3, 5 et 6 caractérisé en ce qu'il consiste à ajouter à un missile muni d'un autodirecteur électromagnétique ou infrarouge, un ou plusieurs capteurs de pression permettant d'intercepter un but supersonique en présence de contre mesures saturantes. 45
- 9) Procédé de guidage suivant les revendications caractérisé en ce qu'il est mis en oeuvre à partir d'un poste de tir terrestre, naval ou aérien. 50

55

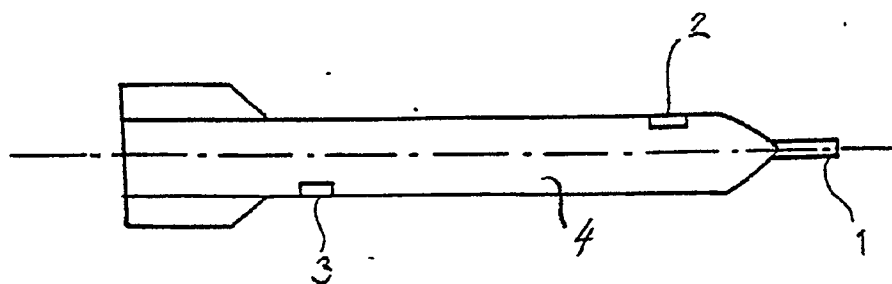


FIG. 1

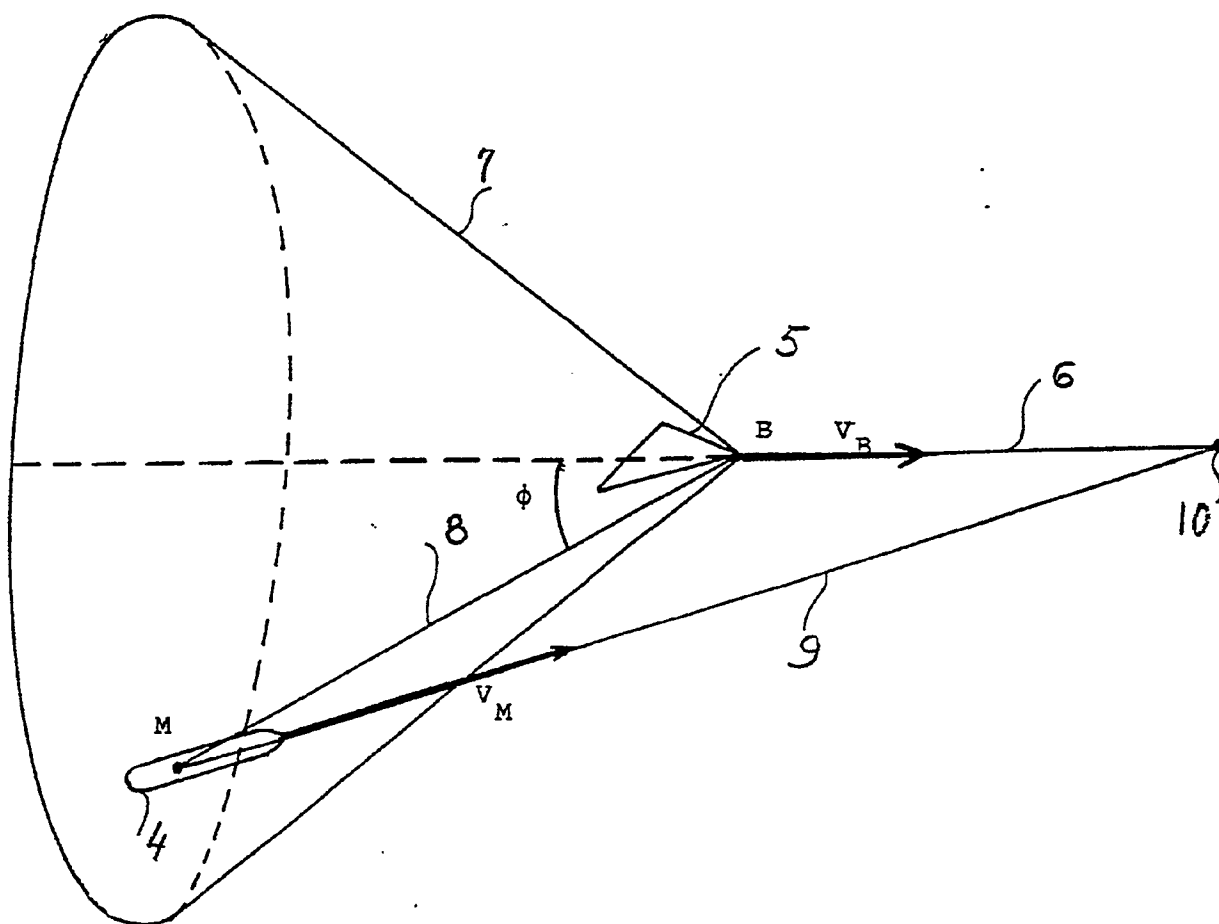


FIG. 2

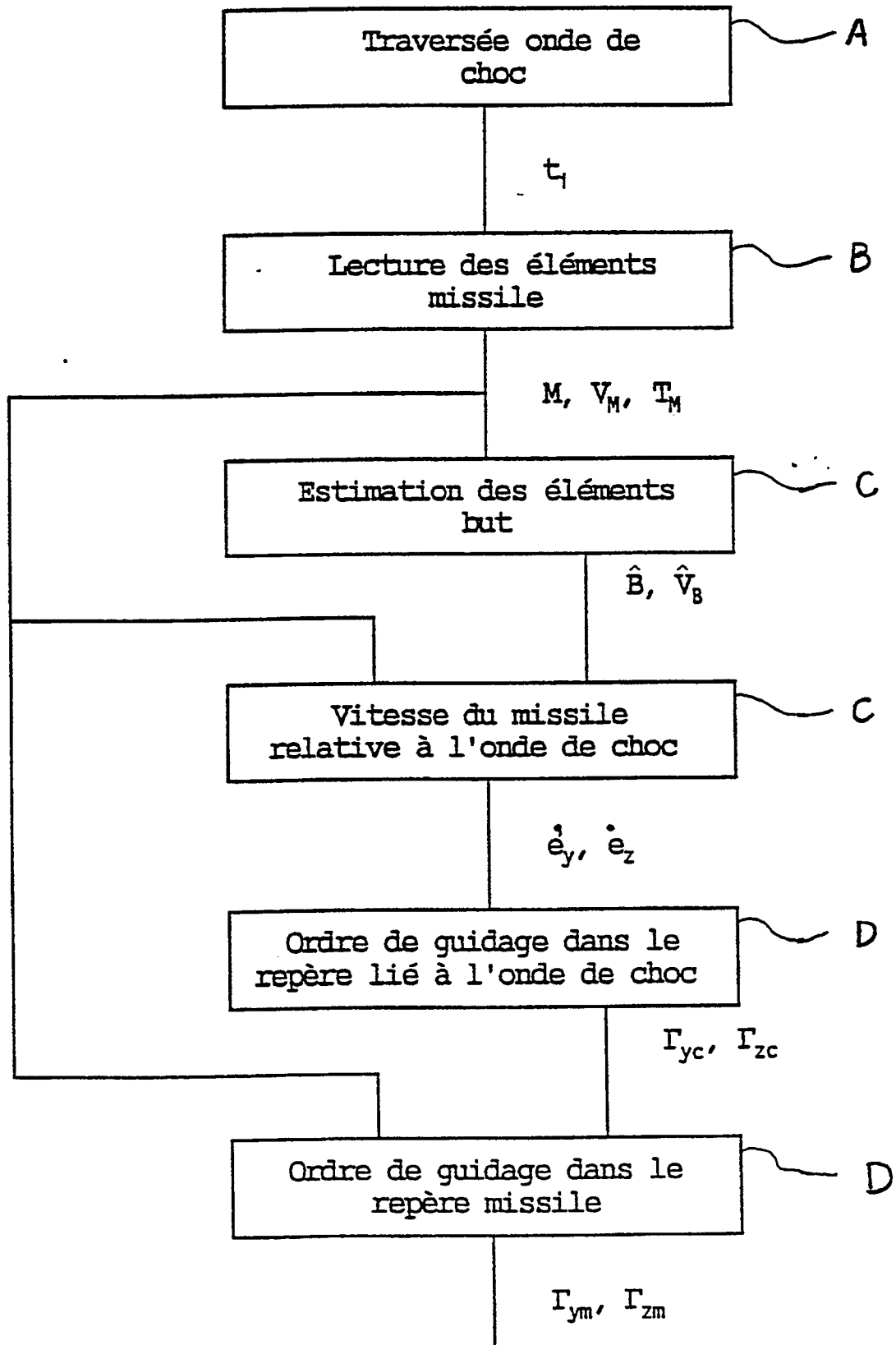


FIG. 3

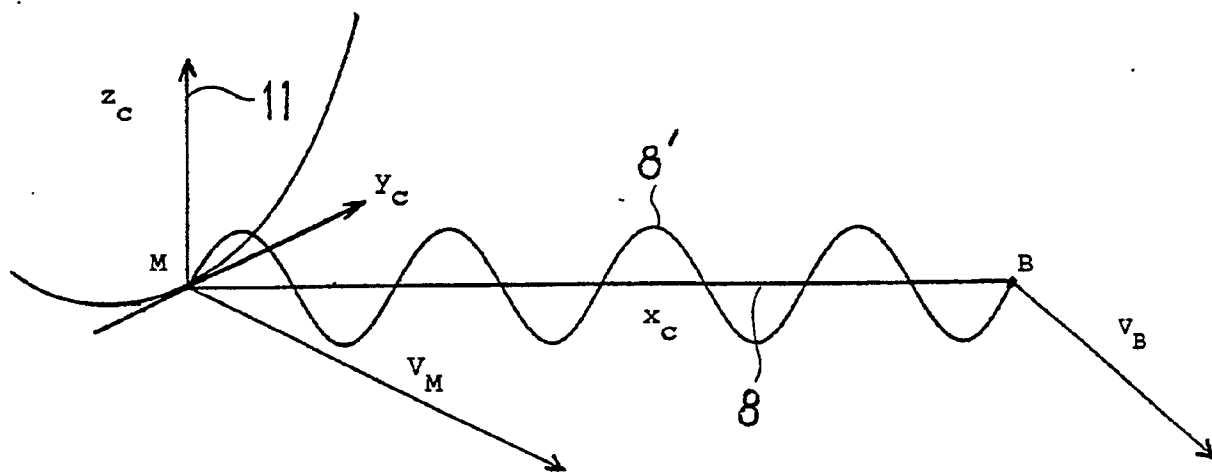


FIG. 4

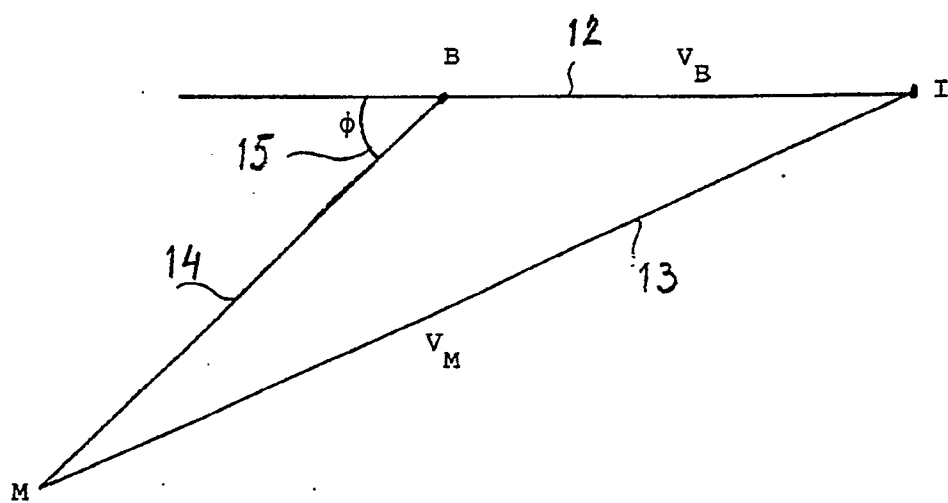


FIG. 5

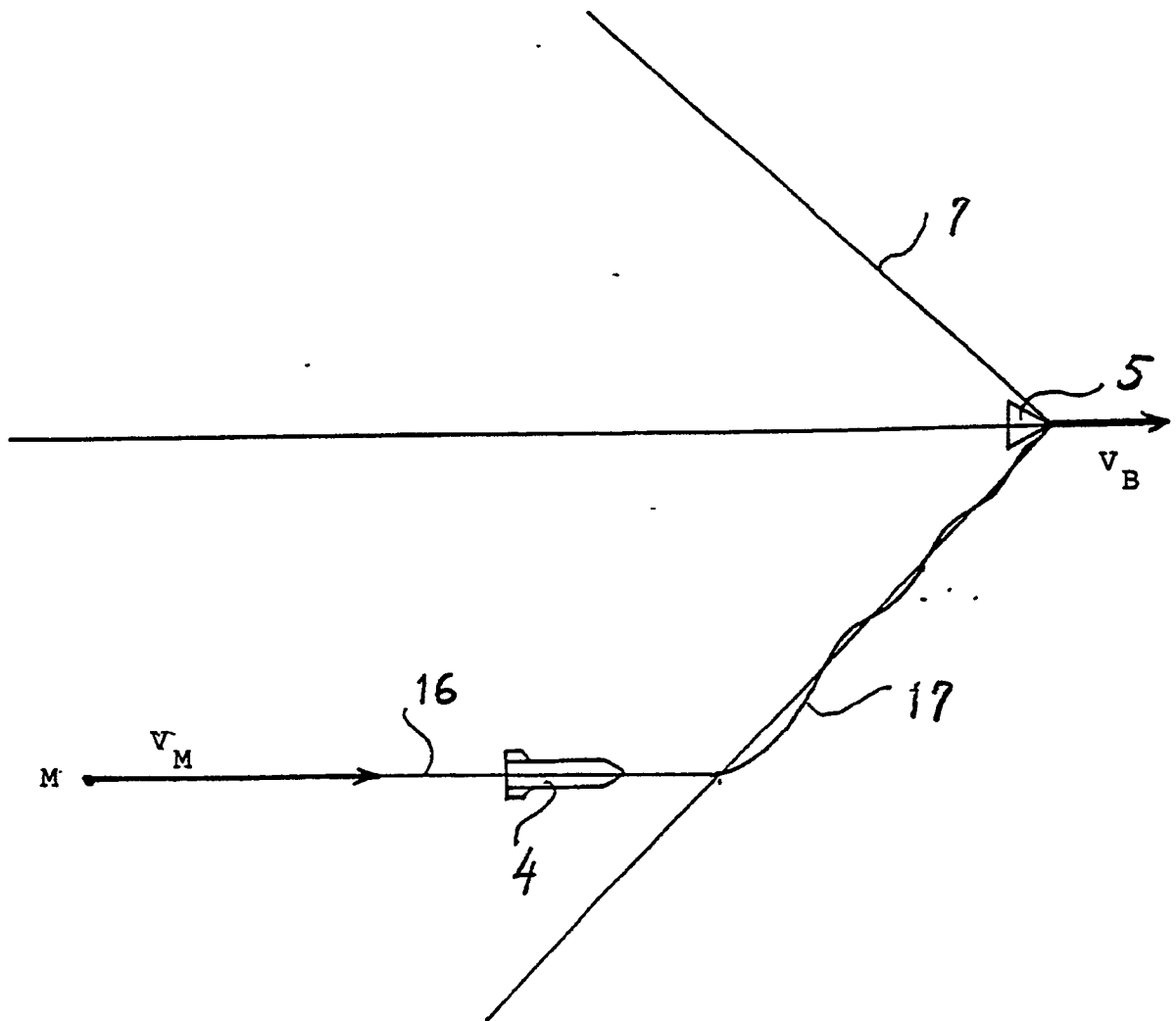


FIG. 6



Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numero de la demande

EP 91 40 1006

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)
Y,D	DE-A-3 334 758 (BRD; BAWB) * Le document en entier * ---	1-4,9	F 41 G 7/22
Y,D	DE-A-3 528 075 (I E M T) * Le document en entier * ---	1-4,9	
A	EP-A-0 157 397 (DRELLO GmbH) * Le document en entier * ---	1-4,7,9	
A	DE-C- 915 790 (O. NITZSCHKE) * Le document en entier * ---	1,2	
A	DE-C-3 535 575 (LICENTIA GmbH) * Le document en entier * ---	1-4,9	
A	US-A-3 678 453 (HORWATH) * Le document en entier * -----	1,2	
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl.5) F 41 G F 42 C G 01 S F 41 J
Lien de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 29-07-1991	Examineur BLONDEL F.J.M.L.J.
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 01.82 (P0402)