

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

①1 N° de publication :  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

**2 661 245**

②1 N° d'enregistrement national :

**90 05305**

⑤1 Int Cl<sup>5</sup> : F 41 G 7/00; F 42 B 15/01

①2

**DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

**A1**

②2 Date de dépôt : 23.04.90.

③0 Priorité :

④3 Date de la mise à disposition du public de la demande : 25.10.91 Bulletin 91/43.

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

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : *DURIEUX Jean-Loup — FR.*

⑦2 Inventeur(s) : *DURIEUX Jean-Loup.*

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire : *Armengaud Ainé.*

⑤4 Procédé d'autoguidage d'un missile supersonique sur une cible supersonique comportant les dispositions de mise en œuvre et les modalités d'utilisation du procédé.

⑤7 L'invention concerne un procédé d'autoguidage peu coûteux, peu leurrable et possédant la caractéristique "tire et oublie" applicable à un missile supersonique contre une cible supersonique, consistant à asservir le sessile à l'onde de choc de la cible.

L'organe sensible est constitué par un ou plusieurs capteurs de pression placés dans le missile détectant et datant ses passages à travers l'onde de choc de la cible. L'ordre de guidage est calculé à partir de la position du sessile mesurée par sa centrale inertielleaux traversées de l'onde de choc, de façon que sa trajectoire recoupe périodiquement l'onde de choc.

**FR 2 661 245 - A1**



**DESCRIPTION**

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

5 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  
10 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  
15 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 :

- 20 . 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,
- 25 . 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.  
30 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".

35 Le missile est muni d'une centrale inertielle rustique fournissant à chaque instant une mesure de sa position  $M$ , de son vecteur vitesse  $V_M$ , de son accélération  $\Gamma_M$  et de son trièdre de référence  $T_M$  dans un trièdre inertielle de référence  $T_0$ .

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  
 5 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  
 10 capteurs est choisie en conséquence. La figure 1 montre des emplacements possibles de capteur (1) (2) (3).

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.

15 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  
 20 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 (1), la trajectoire absolue de la cible (2), le missile (3), l'onde de choc conique de la cible (4), la trajectoire relative moyenne du missile (5) qui est une génératrice du cône, la trajectoire absolue moyenne du missile (6) conduisant au point  
 25 d'interception (7).

Dans sa réalisation suivant l'invention, la loi de guidage comprend deux modules fonctionnels programmés sur le calculateur du missile. Le  
 30 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  
 35 position B et son vecteur vitesse  $V_B$ , soit en tout 6 paramètres, à partir des positions successives des capteurs de pression  $M_c(k,i)$  à la traversée de l'onde de choc (k 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  
 40 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 traversée dépendant du nombre  $k$  de  
 5 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  $\Gamma_B$ . 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  
 10 sera contrôlée. A partir de l'estimée du but  $\hat{B}_i, \hat{V}_{Bi}$  obtenue quand ce capteur effectue la traversée  $n_i$  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  
 15 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  
 20 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 en autorotation). L'ordre commandé peut s'adresser  
 25 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  
 30 repère  $x_c y_c z_c$ . Ils comprennent deux composantes. La première composante  $\Gamma_{yc}$  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  
 35 la forme  $\Gamma_{yc} = -k \dot{e}_y$ ,  $k$  gain. Une fonction de transfert plus élaborée pourrait être substituée au gain suivant la dynamique du missile. La seconde composante  $\Gamma_{zc}$ , 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  
 40 pression et aux mesures subséquentes. Elle est produite par une loi non

linéaire de la forme  $\Gamma_{zc} = \Gamma_{max} \text{signe}[f(\dot{e}_z)]$ . 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  $\Gamma_{yc}$  et  $\Gamma_{zc}$ .

La figure 3 constitue un diagramme fonctionnel simplifié du procédé selon l'invention montrant les fonctions exercées par le(s) capteur(s) (1), la centrale inertielle (2), l'estimateur (3) et le contrôleur (4).

La figure 4 montre la trajectoire relative du missile (1) autour de la génératrice du cône (2) contenue dans le plan défini par la génératrice (2) et la normale (3).

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 du but (1), celle du missile (2), la vitesse relative de missile (3). L'angle (4) 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 2 traversées supplémentaires, au delà duquel le cycle limite asservissant le missile à l'onde de choc sera effectivement enclenché. Les ordres  $\Gamma_{yc}$ ,  $\Gamma_{zc}$  calculés aux premières traversées tiennent compte de cette circonstance et aussi du temps de réponse de l'algorithme de l'estimateur. La figure 5 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 (1), son onde de choc (2), la trajectoire relative de ralliement (3) et la trajectoire relative d'interception (4).

**REVENDEICATIONS**

1) Procédé de guidage d'un missile antiaérien supersonique contre une cible supersonique par asservissement du missile à l'onde de pression induite à grande distance par la cible supersonique, appelée aussi onde de choc.

5           2) Procédé de guidage suivant la revendication 1 caractérisé par la détection de l'onde de choc de la cible par le missile au moyen d'un ou plusieurs capteurs de pression installés à son bord.

10           3) Procédé de guidage suivant les revendications précédentes caractérisé par l'estimation de 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 par 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 consistant à commander au missile une trajectoire quasi sinusoidale de part et d'autre de l'onde de choc assurant l'excitation périodique des capteurs de pression et les mesures subséquentes.

6) Procédé de guidage suivant les revendications 1, 2, 3 et 5 évitant 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.

25           7) Procédé de guidage suivant les revendications 1, 2, 3, 4, 5, 6 consistant à lancer un missile muni de capteurs de pression dans une direction calculée par une poste de tir automatique muni de capteurs de pression suivant la revendication 4.

30           8) Procédé de guidage suivant les revendications 1, 2, 3, 5 et 6 consistant à ajouter à un missile muni d'un autoguidage électromagnétique ou infrarouge, un ou plusieurs capteurs de pression permettant d'intercepter un but supersonique en présence de contre mesures saturantes.

35           9) Procédé de guidage suivant les revendications 1, 2, 3, 5, 6, 8 depuis un poste de tir terrestre, naval ou aérien.

## PLANCHE 1/4

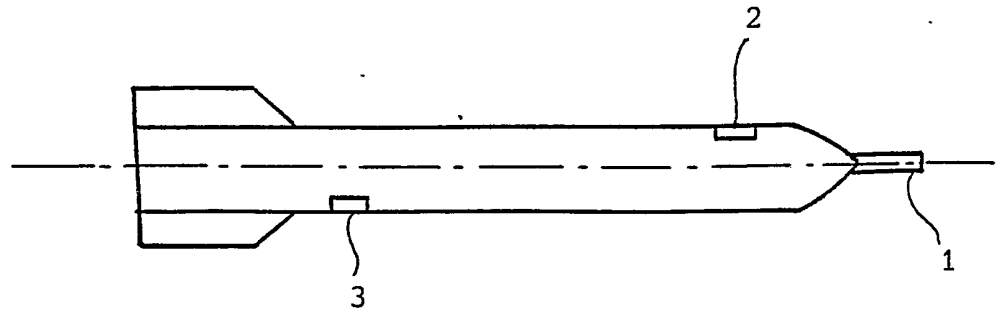


FIG. 1

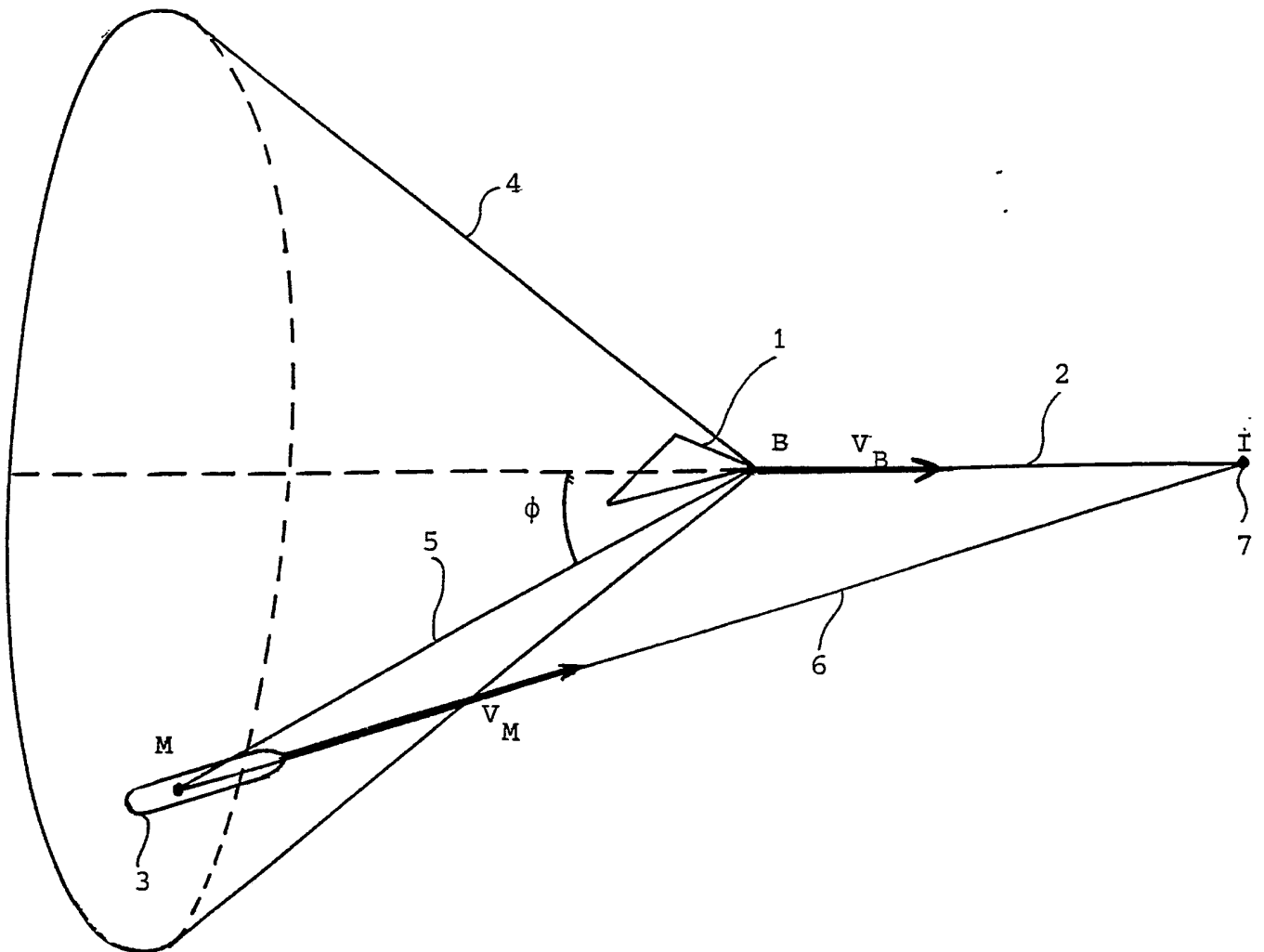


FIG. 2



## PLANCHE 2/4

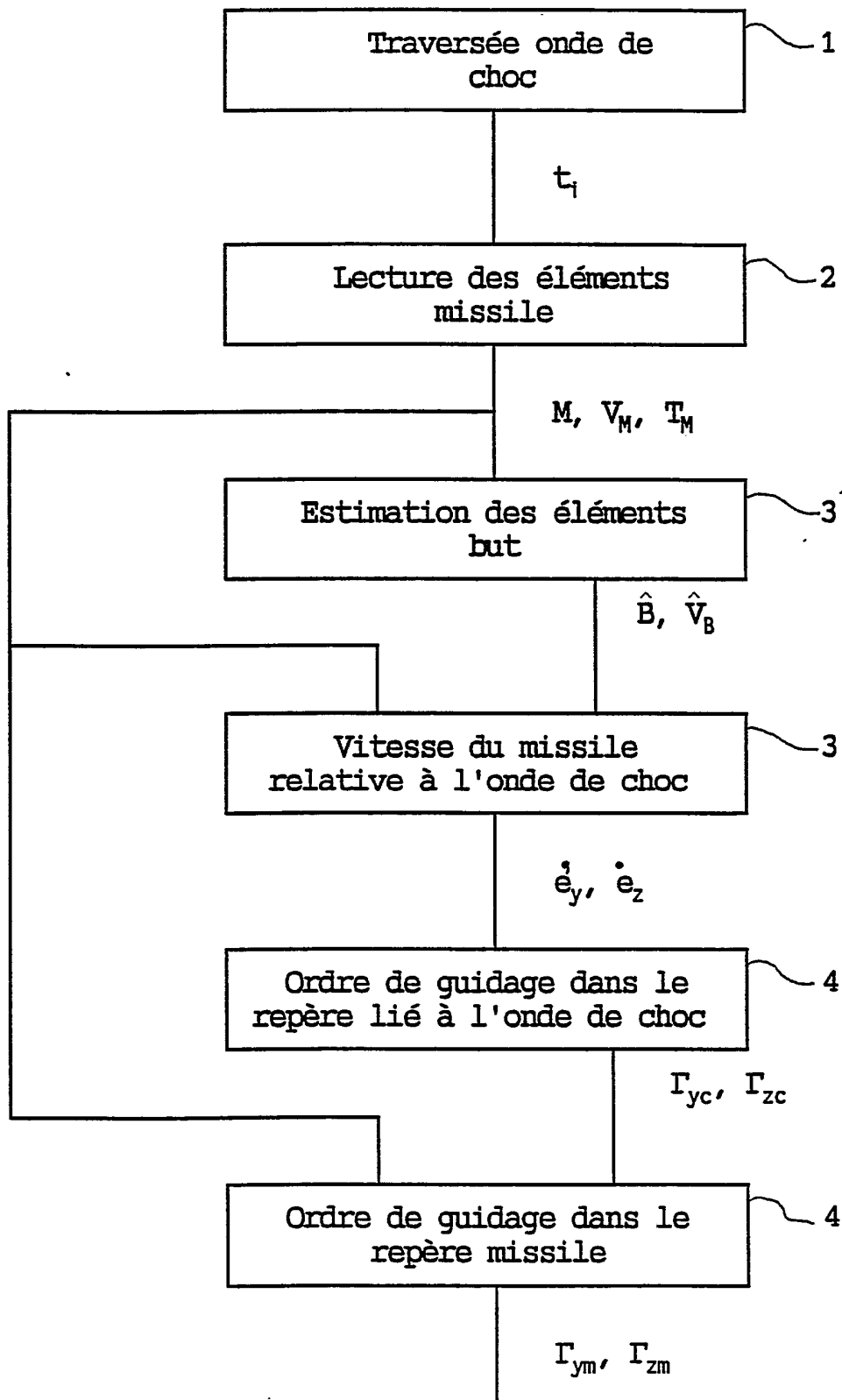


FIG. 3

## PLANCHE 3/4

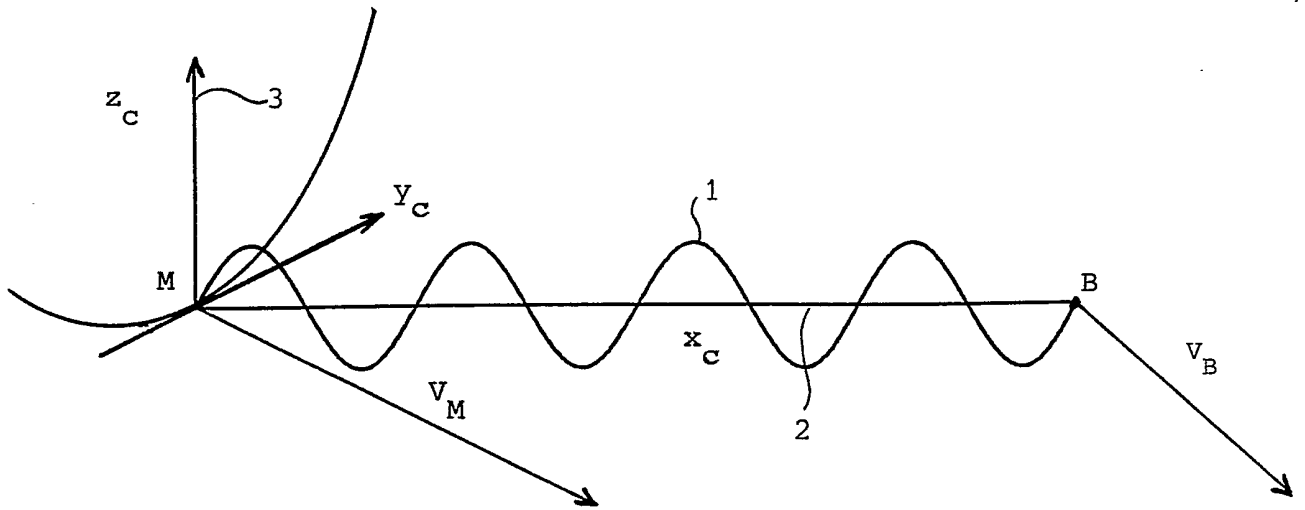


FIG. 4

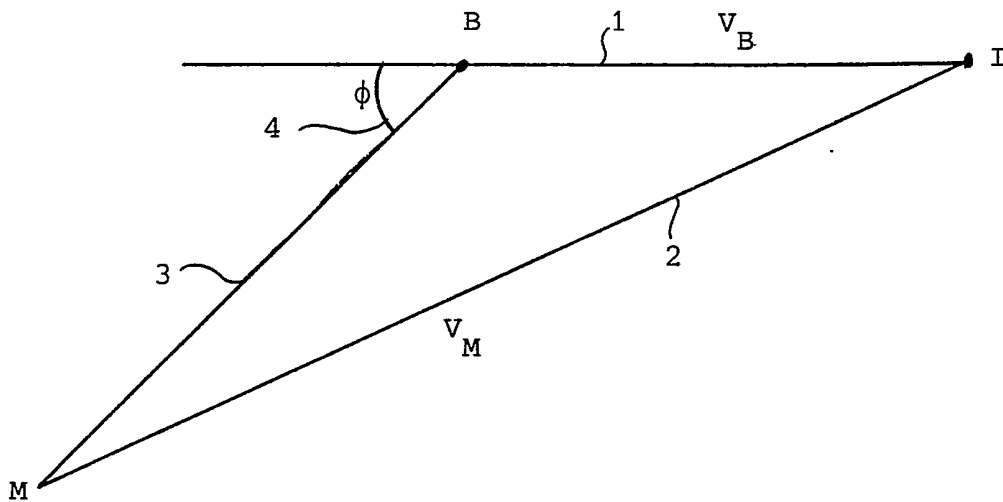


FIG. 5

PLANCHE 4/4

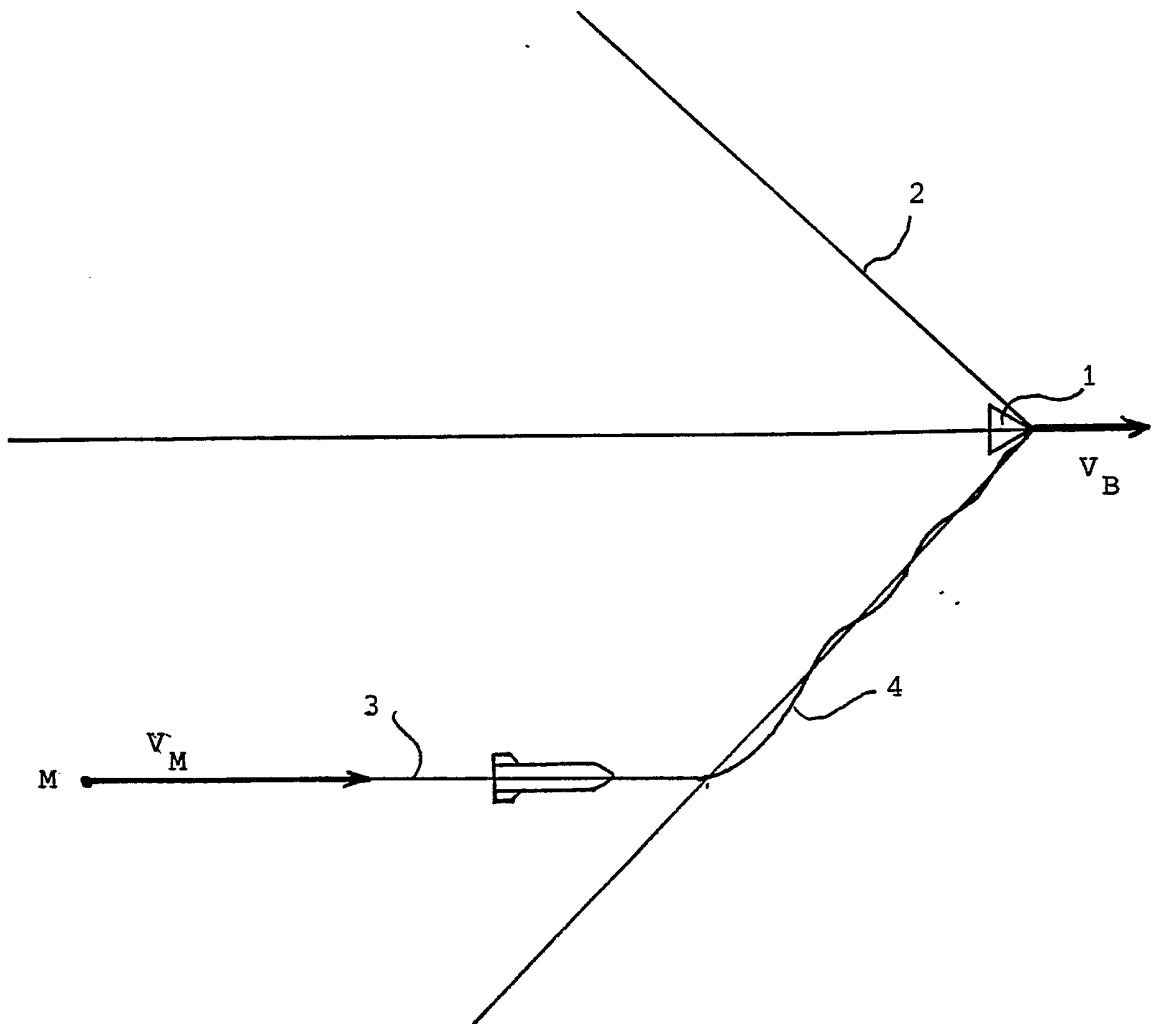


FIG. 6

INSTITUT NATIONAL

de la

PROPRIETE INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE

établi sur la base des dernières revendications déposées avant le commencement de la recherche

FR 9005305

FA 446100

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
Y	DE-A-3 334 758 (BRD; BAWB) * Le document en entier * ---	1-4,9
Y	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 (OTTO 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
		<p>DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl.5)</p> <p>F 41 G F 42 C G 01 S F 41 J</p>
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
11-12-1990		BLONDEL F. J. M. L. J.
<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 : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>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 ..... &amp; : membre de la même famille, document correspondant</p>		