



(12) **DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

(21) Numéro de dépôt : **94402386.0**

(51) Int. Cl.⁶ : **F41G 7/22**

(22) Date de dépôt : **24.10.94**

(30) Priorité : **25.11.93 FR 9314082**

(43) Date de publication de la demande :
31.05.95 Bulletin 95/22

(84) Etats contractants désignés :
BE CH DE ES GB GR IT LI NL PT SE

(71) Demandeur : **AEROSPATIALE SOCIETE
 NATIONALE INDUSTRIELLE Société
 Anonyme dite:**
**37, Boulevard de Montmorency
 F-75016 Paris (FR)**

(72) Inventeur : **Laures, Pierre**
11, rue de Chastenaye
F-92290 Chatenay Malabry (FR)

(74) Mandataire : **Bonnetat, Christian**
CABINET BONNETAT
23, Rue de St.Pétersbourg
F-75008 Paris (FR)

(54) **Système de défense antiaérien et missile de défense pour un tel système.**

(57) — Système de défense antiaérien susceptible d'intercepter des engins aériens à grande vitesse (3), comportant une installation de commande fixe (1) et des missiles (2) de défense.

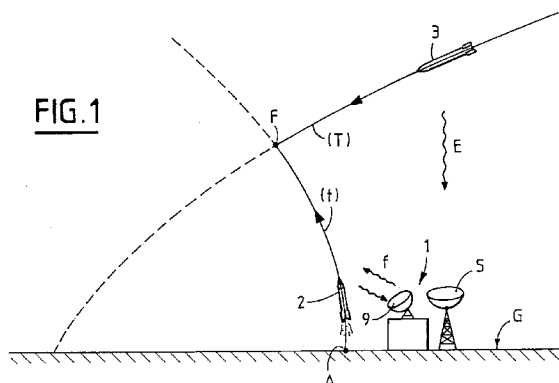
— Selon la présente invention :

. au point (F) commun à la trajectoire d'approche (T) dudit engin aérien (3) et à la trajectoire d'interception (t) dudit missile de défense (2), ladite trajectoire d'interception est transversale à la trajectoire d'approche ;

. l'axe central de l'autodirecteur du missile de défense (2) est incliné latéralement par rapport à l'axe dudit missile de défense (2) ; et

. ledit missile de défense (2) est stabilisé en roulis, de façon que ledit axe central dudit autodirecteur soit disposé du côté dudit engin aérien (3).

FIG.1



La présente invention concerne un système de défense anti-aérien apte à intercepter des engins aériens, par exemple balistiques, volant à grande vitesse (par exemple dans la plage de Mach 3 à Mach 10), ainsi qu'un missile de défense pour un tel système.

On connaît déjà (voir par exemple le brevet FR-A-2 563 000) un système de défense antiaérien, comportant une installation de commande fixe et des missiles de défense, ladite installation fixe comprenant :

- des moyens de détection desdits engins aériens ;
- des moyens de trajectographie pour déterminer la trajectoire d'approche et la vitesse d'un tel engin aérien, détecté par lesdits moyens de détection ;
- des moyens de calcul pour déterminer une trajectoire d'interception que doit suivre l'un desdits missiles de défense pour intercepter ledit engin aérien détecté ;
- des moyens pour le lancement dudit missile de défense ;
- des moyens de guidage dudit missile de défense ; et
- des moyens de liaison avec ledit missile de défense, tandis que chacun desdits missiles de défense comporte un système propulseur, au moins une charge militaire, une centrale inertielle, un autodirecteur, des organes de pilotage, des moyens de liaison avec ladite installation de commande fixe et un générateur d'ordres de pilotage, élaborant lesdits ordres de pilotage à partir des informations émises par lesdits moyens de guidage prévus dans ladite installation de commande fixe et à partir des informations délivrées par ledit autodirecteur.

Dans un tel système de défense antiaérien, l'autodirecteur est disposé à l'avant du missile de défense, à l'intérieur d'un radôme formant la pointe avant dudit missile, l'axe central dudit autodirecteur étant confondu avec l'axe longitudinal dudit missile, tandis que la trajectoire d'interception suivie par ledit missile de défense est telle qu'il attaque la cible aérienne par l'avant ou bien par l'arrière. Cependant, si la cible aérienne est très rapide, seule l'attaque frontale est réaliste.

Toutefois, une telle attaque frontale entraîne que la trajectoire d'interception est obligatoirement longue, de sorte que le temps d'interception (entre le lancement du missile et l'interception proprement dite) est également long et que l'interception se fait à altitude élevée. Puisque le temps d'interception est long, le temps disponible pour la préparation du tir et pour le tir du missile de défense après la détection de la cible est très court et le système de défense doit se trouver au plus près des sites à défendre contre lesdits engins aériens. De plus, puisque l'interception se fait à altitude élevée, elle a lieu dans les hautes cou-

ches atmosphériques, dans lesquelles le missile de défense devient moins manoeuvrant.

Par ailleurs, la destruction d'une cible aérienne par impact frontal direct d'un missile de défense étant très improbable, on prévoit, à bord desdits missiles de défense connus, une charge militaire classique susceptible de projeter autour desdits missiles une gerbe d'éclats largement ouverte, selon une surface de révolution d'axe confondu avec l'axe longitudinal desdits missiles.

Cependant, lors de l'attaque frontale d'une cible très rapide, la vitesse relative entre le missile de défense et la cible est alors pratiquement parallèle à l'axe de la cible, de sorte que seule la partie de la gerbe d'éclats dirigée vers ladite cible peut éventuellement atteindre celle-ci et que, dans ce cas, la direction selon laquelle lesdits éclats arrivent sur la cible est peu inclinée sur l'axe de ladite cible. Par exemple, si la cible aérienne vole à la vitesse $VB = 2000$ m/s, alors que la vitesse VE du missile de défense est égale à 1000 m/s et que la vitesse VI des éclats est égale à 1500 m/s, on vérifie aisément que l'angle d'inclinaison des éclats atteignant la cible est incliné d'environ 26 degrés sur l'axe de celle-ci.

De cette faible inclinaison de la gerbe d'éclats par rapport à l'axe de la cible aérienne, il résulte que :

- lesdits éclats atteignent l'arrière d'une cible longue, là où elle est la plus résistante, du fait de la localisation de son système propulsif ;
- lesdits éclats passent derrière la cible, sans la toucher, si cette cible est courte ;
- de toute façon, lesdits éclats atteignant la cible rebondissent sur celle-ci ou ne pénètrent que de façon superficielle, sans occasionner des dégâts létaux.

Pour tenter de remédier à ces inconvénients résultant de la diminution de l'efficacité des charges à éclats classiques en fonction de la vitesse de la cible aérienne, on a envisagé différents moyens, tels que augmentation de la vitesse des éclats, développement d'un nuage d'éclats accompagnant le missile de défense, développement d'un "parapluie" rigide autour du missile de défense, etc ... Cependant, aucun de ces moyens ne s'est avéré efficace, de sorte que les systèmes de défense antiaériens connus ne sont efficaces que pour des cibles aériennes volant tout au plus à Mach 4.

La présente invention a pour objet de remédier aux inconvénients mentionnés ci-dessus et concerne un système de défense antiaérien du type décrit ci-dessus pour lequel la trajectoire d'interception et le temps d'interception sont courts, de sorte que l'interception peut se produire à basse altitude et que ledit système peut se trouver éloigné d'un site à protéger, tout en ménageant suffisamment de temps pour préparer et réaliser le tir d'un missile de défense. De plus, le système de défense antiaérien selon l'invention permet d'obtenir, lorsqu'il met en oeuvre la projection

latérale d'éclats, une direction d'impact transversale à l'axe de la cible.

A cette fin, selon l'invention, le système de défense antiaérien, susceptible d'intercepter des engins aériens à grande vitesse, est remarquable en ce que :

- au point commun à la trajectoire d'approche dudit engin aérien et à la trajectoire d'interception dudit missile de défense, ladite trajectoire d'interception est transversale à la trajectoire d'approche ;
- l'axe central dudit autodirecteur est incliné latéralement par rapport à l'axe dudit missile de défense ; et
- ledit missile de défense est stabilisé en roulis, de façon que ledit axe central dudit autodirecteur soit disposé du côté dudit engin aérien.

Ainsi, dans le système de défense antiaérien conforme à la présente invention, le missile de défense observe latéralement (et non pas vers l'avant, comme les missiles de défense connus) et attaque la cible aérienne transversalement (et non pas de front ou par l'arrière, comme les missiles de défense connus), de sorte que la trajectoire d'interception et le temps d'interception sont fortement raccourcis, ce qui procure les avantages mentionnés ci-dessus.

Avantageusement, lesdits moyens de calcul déterminant la trajectoire d'interception dudit missile de défense :

- commencent par déterminer ledit point commun auxdites trajectoires d'interception et d'approche ; puis
- déterminent, dans le plan vertical passant par ledit point commun et par l'emplacement dudit missile de défense au sol, ladite trajectoire d'interception dudit missile de défense à partir des trois paramètres suivants :
 - . la distance verticale séparant ledit point commun de sa projection horizontale ;
 - . la distance horizontale séparant ledit emplacement au sol du missile de défense de ladite projection horizontale dudit point commun ; et
 - . l'angle que fait avec l'horizontale l'intersection dudit plan vertical avec le plan normal à ladite trajectoire d'approche dudit engin aérien, audit point commun.

De plus, il est avantageux que lesdits moyens de calcul :

- déterminent, à l'aide desdits trois paramètres, le temps d'interception nécessaire audit missile de défense pour parcourir ladite trajectoire d'interception entre ledit emplacement au sol du missile de défense et ledit point commun auxdites trajectoires d'interception et d'approche ;
- calculent en continu le temps de vol nécessaire audit engin aérien pour atteindre ledit point commun, à partir de sa position actuelle, en

suivant ladite trajectoire d'approche ; et

- actionnent lesdits moyens de lancement dudit missile pour que lesdits moyens de lancement effectuent le tir de lancement de celui-ci lorsque ledit engin aérien atteint le point de ladite trajectoire d'approche pour lequel la valeur dudit temps de vol devient égal audit temps d'interception.

Par ailleurs, pour que l'autodirecteur du missile de défense puisse accrocher ledit engin aérien pendant qu'il décrit la trajectoire d'interception, on fait en sorte que, au plus tard au moment estimé de l'accrochage, l'axe central dudit autodirecteur se trouve dans le plan défini par la position du missile de défense, ledit point commun et l'emplacement à cet instant dudit engin aérien, et que ce dernier plan serve de plan de référence pour la stabilisation en roulis dudit missile de défense.

Ainsi, la particularité essentielle du missile de défense antiaérien conforme à la présente invention réside en ce que l'axe central de son autodirecteur est incliné latéralement par rapport à l'axe dudit missile de défense.

De préférence, la valeur de l'angle d'inclinaison latérale de l'axe central dudit autodirecteur par rapport à l'axe dudit missile est choisie de façon que sa tangente soit au moins approximativement égale au rapport entre la vitesse de l'engin aérien à intercepter et la vitesse dudit missile de défense. Dans le cas où ledit missile de défense doit intercepter un engin balistique très rapide, cet angle peut être voisin de 60 degrés.

Bien entendu, afin de faciliter l'accrochage de la cible par l'autodirecteur, il est avantageux que ledit axe central de l'autodirecteur soit orientable autour de la position médiane correspondant à l'angle défini ci-dessus, par exemple à l'intérieur d'un cône dont le demi angle au sommet peut être approximativement égal à 40 degrés.

Le missile conforme à la présente invention peut être prévu pour détruire la cible aérienne par impact direct ou bien encore par effet de souffle par l'explosion de la charge militaire qu'il porte lorsque ladite cible se trouve à proximité immédiate.

Cependant, comme cela est usuel et décrit ci-dessus, il peut comporter une charge militaire à projection latérale d'éclats.

Dans ce cas, si la vitesse de l'engin aérien à intercepter est très grande, il est suffisant de prévoir que ladite gerbe d'éclats soit projetée latéralement, du côté opposé à l'axe central de l'autodirecteur. En effet, dans ce cas, la vitesse relative entre le missile de défense et la cible aérienne, sans être perpendiculaire à l'axe dudit missile, est cependant transversale à ce dernier axe, de sorte que la gerbe d'éclats projetée à l'opposé de l'autodirecteur atteint la cible sous un angle important par rapport à l'axe de ladite cible. En reprenant l'exemple ci-dessus avec VB =

2000 m/s, $VE = 1000$ m/s et $VI = 1500$ m/s, on trouve aisément que les éclats de ladite gerbe atteignent la cible aérienne sous un angle supérieur à 60 degrés (à comparer à la valeur de 26 degrés ci-dessus).

On évite donc les inconvénients d'inefficacité de destruction mentionnés ci-dessus à propos des systèmes connus. Les éclats de ladite gerbe latérale peuvent donc atteindre ladite cible dans sa partie médiane et y pénétrer profondément pour la détruire. De ce qui suit, on pourra aisément constater que, à ce propos, les éclats sont d'autant plus destructeurs que la vitesse de l'engin aérien à intercepter est plus grande.

On voit de plus que, grâce à l'invention, il est inutile de disperser ladite gerbe tout autour du missile de défense et que, au contraire, on peut la concentrer dans la direction opposée à l'autodirecteur.

De façon connue, le missile de défense conforme à la présente invention peut comporter une fusée de proximité pour détecter l'engin aérien au voisinage du point commun aux trajectoires d'approche et d'interception et pour commander ladite charge militaire. Une telle fusée de proximité pourrait, comme cela est usuel, engendrer un front de détection conique centré sur l'axe du missile de défense. Cependant, dans le cas présent, il est suffisant que ladite fusée de proximité forme un front de détection en forme de nappe plane, inclinée latéralement par rapport à l'axe dudit missile, du même côté que l'axe central dudit autodirecteur.

L'angle d'inclinaison latérale dudit front de détection peut être approximativement égal à 30 degrés.

De préférence, ledit autodirecteur est disposé dans une partie intermédiaire dudit missile de défense. Ainsi, celui-ci peut ne plus comporter de radôme avant, de sorte que sa partie avant peut être pointue, allongée et effilée pour communiquer audit missile de défense de bonnes propriétés aérodynamiques.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est une vue schématique générale illustrant la mise en oeuvre du système de défense antiaérien conforme à la présente invention.

La figure 2 montre le schéma synoptique de l'installation de commande fixe du système de défense antiaérien de l'invention.

La figure 3 montre schématiquement un missile de défense conforme à la présente invention.

La figure 4 est une vue en perspective schématique illustrant la détermination de la trajectoire d'interception suivie par un missile de défense.

La figure 5 montre les paramètres définissant la trajectoire d'interception.

La figure 6 illustre schématiquement le début de la phase finale de l'interception, au moment de la détection dudit engin aérien par la fusée de proximité du

missile de défense.

La figure 7 est un diagramme des vitesses au moment de la détection illustrée par la figure 6.

La figure 8 illustre schématiquement l'impact de la gerbe d'éclats sur ledit engin aérien.

Le système de défense antiaérien selon l'invention, illustré schématiquement par la figure 1, comporte une installation de surveillance et de commande 1, agencée au sol G, ainsi qu'un ensemble de missiles de défense antiaériens 2. Lorsqu'un engin aérien ennemi, notamment un missile balistique à grande vitesse, est détecté et identifié par l'installation 1 (flèche E), celle-ci détermine, à l'aide des radars et des calculateurs qu'elle comporte, l'opportunité et les conditions d'une interception de l'engin 3.

Si l'interception est décidée, l'installation 1 détermine la vitesse VB de l'engin ennemi 3, qui devient alors la cible à abattre, ainsi que la trajectoire d'approche T suivie par ledit engin 3, et calcule une trajectoire d'interception t que doit suivre un missile de défense 2, en attente de lancement en un emplacement A, pour intercepter l'engin 3 en un point F, auquel se croisent lesdites trajectoires T et t sous un angle au moins sensiblement égal à 90 degrés. L'installation 1 procède alors au lancement dudit missile de défense 2, à un instant tel que, compte tenu des possibilités de vitesse d'un missile de défense 2, celui-ci et ledit engin 3 se trouvent au même instant au point F, ou tout au moins au voisinage de ce point.

Comme on le verra ci-après, chaque missile de défense 2 comporte des moyens électroniques de guidage susceptibles de coopérer avec l'installation 1 et un autodirecteur associé à une centrale inertielle.

Dans un premier temps, un missile 2 suit une trajectoire de lancement (qui peut ne pas coïncider avec la trajectoire t) entièrement déterminée par la coopération de l'installation 1 et des moyens électroniques de guidage embarqués à bord dudit missile 2. Ensuite, toujours grâce à cette coopération par l'intermédiaire d'une transmission radioélectrique symbolisée par les flèches f, l'installation 1 oblige le missile de défense 2 à suivre la trajectoire d'interception t en direction du point d'interception F. Enfin, lorsque le missile 2 est suffisamment proche de l'engin 3 et que celui-ci a été accroché par l'autodirecteur dudit missile 2, ce dernier est guidé sur ledit engin par l'action dudit autodirecteur.

La destruction de l'engin 3 par le missile de défense 2 est alors obtenue par la commande d'une charge militaire, portée par ledit missile 2.

Comme le montre la figure 2, l'installation de surveillance et de commande 1 comporte, de façon usuelle :

- un dispositif 4, pourvu d'une antenne 5, pour la surveillance de l'espace aérien à protéger, ainsi que pour la détection et l'identification des engins aériens 3. Le dispositif 4 peut comporter

- ter un radar de surveillance ou bien un système de veille optoélectronique. Il est bien évident que le dispositif 4 conditionne la possibilité effective d'une interception et que le temps disponible pour cette interception est d'autant plus grand que la détection et l'identification de l'engin 3 s'effectuent à plus longue distance ;
- un dispositif de trajectographie 6 qui, à partir des informations reçues du dispositif de surveillance et de détection 4, mesure les caractéristiques de la cible 3 (position et vitesse) et calcule la trajectoire d'approche T. Le dispositif 6 peut comporter un radar de trajectographie usuel ;
 - un dispositif de calcul 7 qui, à partir des informations reçues du dispositif de trajectographie 6 et notamment en fonction des caractéristiques des missiles de défense 2, détermine la trajectoire d'interception t optimale pour un missile de défense 2, ainsi que l'instant du tir de lancement de ce dernier ;
 - un dispositif 8, pourvu d'une antenne 9, pour le guidage du missile de défense 2 en vol vers le point d'interception F ; et
 - un dispositif de lancement 10 des missiles de défense 2, commandant ceux-ci par une liaison 11, recevant des informations de préparation au lancement d'un missile 2 de la part du dispositif de surveillance et de détection 4 par l'intermédiaire d'une liaison 12 et recevant l'ordre de tir et les conditions de lancement de la part du dispositif de calcul 7, par l'intermédiaire d'une liaison 13.

L'exemple de réalisation du missile de défense 2 d'axe L-L, montré schématiquement par la figure 3, comporte un système propulseur 20 disposé à l'arrière ; au moins une charge militaire à éclats 21 ; une case d'équipements 22 enfermant une centrale inertielle, un calculateur et un transmetteur radioélectrique ; des gouvernes aérodynamiques 23 montées mobiles à l'extrémité d'ailes 24 ; un dispositif 25 pour la commande des gouvernes aérodynamiques mobiles 23 ; un autodirecteur réglable en orientation 26 ; une électronique 27 associée audit autodirecteur 26 ; une fenêtre latérale 28 pour le passage du faisceau de l'autodirecteur 26 ; une fusée de proximité 29 ; et une extrémité avant 30, pointue et effilée.

Il est évident que, au lieu de comporter des gouvernes aérodynamiques de pilotage 23, le missile de défense 2 pourrait être pourvu d'un système de pilotage en force, comprenant de façon connue des tuyères latérales alimentées par des jets gazeux commandables.

Par ailleurs, sur la figure 3, on a illustré l'autodirecteur orientable 26 sous la forme d'un autodirecteur à antenne mobile. Il est bien entendu possible d'utiliser des antennes statiques à commande électronique, lesdites antennes statiques étant alors plaquées

sur la paroi latérale du missile 2 à l'emplacement de la fenêtre latérale 28, qui n'a alors plus d'objet.

Quel que soit le mode de réalisation pratique de l'autodirecteur 26 et de son ou ses antennes 26, il faut noter que, selon des caractéristiques essentielles de la présente invention :

- l'autodirecteur 26 n'est pas disposé à l'avant du missile 2, mais en position longitudinalement intermédiaire entre la pointe avant 30 et le système propulseur arrière 20, de sorte que le radôme arrondi usuellement prévu à l'avant des missiles de défense connus peut être remplacé par la pointe effilée 30, permettant l'allongement du missile 2 et améliorant les performances aérodynamiques de celui-ci. Le missile 2 peut donc être plus rapide et plus performant ;
- l'axe central AD de l'autodirecteur 26 n'est pas confondu avec l'axe L-L du missile 2, comme cela est toujours le cas dans les missiles de défense connus, mais au contraire est incliné latéralement d'un angle Θ_1 par rapport à l'axe L-L dudit missile, d'un côté de celui-ci. Cet angle Θ_1 est fonction de la vitesse VE du missile de défense 2 et de la vitesse VB de l'engin aérien à intercepter. Plus précisément, $\tan \Theta_1 = VB/VE$ (voir la figure 7). On constate que si VB = 2000 m/s et VE = 1000 m/s, Θ_1 est égal à 63,5 degrés. Par ailleurs, par rotation de l'antenne mobile de l'autodirecteur 26 ou par commande des antennes statiques de celui-ci, l'axe central AD peut avoir un débattement $\Delta\Theta$, de part et d'autre de la position médiane correspondant à l'angle Θ_1 . Pour pouvoir couvrir une large gamme de vitesse pour les engins aériens 3 à intercepter, on oriente par construction l'axe central AD selon un angle Θ_1 d'environ 60 degrés, avec un débattement $\Delta\Theta$ de l'ordre de 40 degrés dans toutes les directions autour de ladite position médiane ;
- la fusée de proximité 29 est disposée à l'avant du missile 2, entre la pointe 30 et la case d'équipements 22. Elle engendre un front de détection FP, incliné latéralement d'un angle Θ_2 par rapport à l'axe L-L du missile 2, du même côté que l'axe central AD de l'autodirecteur 26. L'angle Θ_2 peut être de l'ordre de 30 degrés et est éventuellement modifiable. Comme on le comprendra aisément de ce qui suit, le front de détection FP de la fusée de proximité 29 peut présenter la forme d'une nappe plane, au lieu de celle usuelle d'un cône d'angle Θ_2 centré sur l'axe L-L. Comme cela a été mentionné pour l'autodirecteur 26, la fusée de proximité peut comporter une antenne rotative ou bien une antenne statique à commande électronique pour pouvoir modifier l'angle Θ_2 et orienter par basculement ledit front de détection FP afin d'améliorer les conditions de dé-

tection de l'engin aérien 2 ; et

- la charge militaire à éclats 21 est apte à projeter une gerbe d'éclats suivant une direction moyenne I, au moins sensiblement perpendiculaire à l'axe L-L du missile de défense 2, du côté opposé à l'axe central AD de l'autodirecteur 26 et au front de détection FP de la fusée de proximité 29.

Les dispositifs 4, 6 et 10 de l'installation 1 (figure 2) peuvent être semblables à des dispositifs connus et fonctionner de façon identique à ceux-ci.

En revanche, les dispositifs 7 et 8 présentent des particularités illustrées schématiquement par les figures 4 et 5.

Comme il a été dit ci-dessus, le dispositif de trajectographie 6 adresse au dispositif de calcul des informations concernant la trajectoire d'approche T, les positions successives de l'engin aérien 3 sur la trajectoire T et la vitesse VB dudit engin aérien. A partir de ces informations, ainsi que des possibilités de manœuvre et de l'emplacement A du missile de défense 2 (et d'autres facteurs, tels que le point de chute des débris de l'engin 3 intercepté), le dispositif de calcul 7 détermine un point F de la trajectoire d'approche T favorable à l'interception.

Si l'on considère le plan vertical AHF passant par les points A et F (H étant la projection horizontale du point F sur le sol G), il est avantageux que la trajectoire d'interception t soit plane et se trouve dans ce plan (voir la figure 4).

De plus, comme selon une particularité essentielle de la présente invention, le missile 2 doit intercepter l'engin aérien 3 par le travers, la tangente tg à la trajectoire t au point F est orthogonale à la trajectoire T. Elle se trouve donc dans le plan π normal en F à la trajectoire T. Cette tangente tg se trouve donc être l'intersection du plan vertical AHF et du plan π .

Si on examine la trajectoire d'interception t dans le plan AHF (voir la figure 5), on comprendra aisément que cette trajectoire est parfaitement définie par la tangente initiale t_i , par exemple verticale, au point A, par la distance horizontale X séparant les points A et H, par la distance verticale Z séparant les points F et H, et par l'angle α que fait la tangente tg avec l'horizontale, au point d'interception F. Compte tenu des caractéristiques propres du missile de défense 2, le temps d'interception DI (durée entre le tir de lancement et l'arrivée au point F du missile 2 suivant la trajectoire t) est donc défini par les trois paramètres X, Z et α . Ces derniers peuvent avantageusement être tabulés a priori pour que les paramètres de tir (instant de départ du missile et ordres de guidage par le dispositif 8) soient établis en un temps très bref.

Ainsi, l'algorithme du dispositif de calcul 7 effectue les opérations suivantes :

- détermination d'un point d'interception favorable F ;
- détermination du plan vertical AHF, passant

par ledit point d'interception favorable F et par l'emplacement A du missile de défense 2 ;

- détermination de la projection horizontale H du point d'interception favorable F ;
- détermination de la distance horizontale X entre l'emplacement A et le point H ;
- détermination de la distance verticale Z entre le point d'interception favorable F et le point H ;
- détermination du plan π normal en F à la trajectoire T de l'engin aérien 3 ;
- détermination de l'angle d'inclinaison α , par rapport à l'horizontale, de l'intersection tg du plan vertical AHF et du plan π ;
- détermination de la trajectoire t du missile de défense 2, dans le plan vertical AHF, à partir des paramètres X, Z et α ; et
- détermination du temps d'interception DI du missile de défense 2 suivant la trajectoire t .

De plus, cet algorithme détermine le point C de la trajectoire t à partir duquel l'autodirecteur du missile de défense est en mesure d'accrocher l'engin aérien et le point D de la trajectoire T correspondant à la position estimée dudit engin aérien à l'instant d'accrochage (voir la figure 4).

Par ailleurs, à partir des informations délivrées par le dispositif de trajectographie 6, le calculateur 7 calcule à chaque instant le temps de vol DV nécessaire à l'engin aérien 3 pour atteindre le point F en suivant la trajectoire T. Bien entendu, pour qu'une interception soit possible, il faut que, au moment de la détermination du temps d'interception DI, le temps de vol DV de l'engin 3 soit supérieur à DI. Cependant, le temps de vol DV décroît sans cesse et, dès que sa valeur devient égale à DI, le dispositif de lancement 10, commandé par le dispositif de calcul 7 (par la liaison 13), tire ledit missile de défense 2.

Ainsi, dès qu'un engin aérien 3 à intercepter est détecté et identifié par le dispositif 4,5, celui-ci en informe le dispositif de lancement 10 (par la liaison 12), ainsi que le dispositif de trajectographie 6. Par suite, un missile de défense 2 est préparé au tir de lancement par le dispositif 10 (par la liaison 11), tandis que le dispositif de calcul 7 détermine, de la façon décrite ci-dessus, la trajectoire d'approche T, le point d'interception F, la trajectoire d'interception t , le temps d'interception DI et le temps de vol DV.

A l'instant où l'engin aérien 3 atteint ledit point B, le dispositif de lancement 10 lance ledit missile de défense 2, par exemple verticalement.

Par la liaison radioélectrique (flèches f) entre le dispositif de guidage 8,9 et le missile de défense 2, celui-ci est alors guidé sur la trajectoire d'interception t , de façon semblable à la technique connue. Le dispositif 8,9 vérifie la trajectographie du missile de défense 2 et, éventuellement, modifie l'accélération dudit missile 2 autour de ladite trajectoire d'interception, en fonction des données les plus récentes de la trajectographie de l'engin aérien et du missile de défense 2.

se, pour que l'interception dudit engin aérien 3 puisse avoir lieu en un point F, qui est alors reprécisé par le dispositif de calcul 7. Le dispositif de guidage 8,9 asservit alors en roulis le missile 2, de façon que l'axe central AD de l'autodirecteur 26 se maintienne dans un plan passant par le point d'interception F et les positions du missile 2 et de l'engin aérien 3 au moins à partir du moment où le missile 2 a atteint le point C.

En vol, l'autodirecteur 26 effectue le balayage de l'espace dirigé vers l'engin aérien en déplaçant l'axe AD dans le cône d'angle au sommet $\Delta\theta$.

Dès que l'autodirecteur 26 a accroché l'engin aérien 3, le guidage du missile 2 est pris en charge par ledit autodirecteur et l'électronique associée, qui maintiennent ledit missile 2 sur la trajectoire d'interception t.

Dans la phase terminale de l'interception, le front de détection FP de la fusée de proximité 29 du missile de défense 2 détecte un point Q de l'avant de l'engin aérien 3. Dès cette détection du point Q, la fusée de proximité 29 commande la charge militaire à éclats 21 et celle-ci projette sa gerbe d'éclats suivant la direction I, sensiblement perpendiculaire à l'axe L-L du missile 2 et dirigée du côté opposé au front de détection FP (voir la figure 6).

Si, comme cela est représenté sur la figure 7, on compose les vitesses en jeu à l'instant de la projection de la gerbe d'éclats, on constate que la vitesse relative VR entre le missile de défense 2 et l'engin aérien 3, du fait, d'une part, des valeurs respectives de la vitesse VE dudit missile 2 et de la vitesse VB dudit engin 3 et, d'autre part, de la quasi-orthogonalité de ces vitesses VE et VB au voisinage du point F, est inclinée sur la vitesse VB dudit engin 3, ainsi que sur la vitesse VI des éclats de la gerbe projetée par la charge militaire 21, puisqu'alors ladite vitesse VI est sensiblement parallèle à la vitesse VB de l'engin 3.

Par suite, la vitesse relative VIR desdits éclats, résultant de la composition des vitesses VI et VR, est inclinée d'un angle θ_j important sur la vitesse VB.

Il en résulte que les éclats pénètrent à l'intérieur de l'engin aérien 3, en suivant la direction IR, sous un angle θ_j important favorable à la destruction dudit engin (voir la figure 8). De plus, l'impact des éclats est proche de la pointe avant de l'engin aérien 3 du fait de la grande valeur de l'angle θ_j (une soixantaine de degrés dans l'exemple décrit ci-dessus). Bien entendu, si un léger retard apparaît dans la commande de la charge militaire 21 après la détection du point Q de l'engin aérien 3, les éclats atteignent ce dernier suivant une direction IR', sensiblement parallèle à IR, mais plus vers l'arrière dudit engin aérien (figure 8).

Ainsi, grâce à la présente invention, il est possible d'attaquer des cibles 3 plus rapides que ne le permet les systèmes connus à attaque frontale, avec une plus grande efficacité et un contrôle de la phase terminale très simple, car la fenêtre temporelle de mise à feu de la charge 21 est relativement plus grande. De

plus, on remarquera qu'une augmentation de la vitesse VE du missile de défense 2 de l'invention est favorable à l'efficacité de la charge (sur la figure 7, on voit que plus VE est grand, plus θ_j augmente), alors qu'elle est défavorable pour un missile de défense à attaque frontale.

Revendications

1. Système de défense antiaérien susceptible d'intercepter des engins aériens à grande vitesse (3), comportant une installation de commande fixe (1) et des missiles (2) de défense, ladite installation fixe (1) comprenant :

- des moyens (4,5) de détection desdits engins aériens (3) ;
- des moyens de trajectographie (6) pour déterminer la trajectoire d'approche (T) et la vitesse d'un tel engin aérien (3), détecté par lesdits moyens de détection (4, 5) ;
- des moyens de calcul (7) pour déterminer une trajectoire d'interception (t) que doit suivre l'un desdits missiles de défense (2) pour intercepter ledit engin aérien détecté (3) ;
- des moyens (10) pour le lancement dudit missile de défense (2) ;
- des moyens (8) de guidage dudit missile de défense (2) ; et
- des moyens (9,11) de liaison avec ledit missile de défense (2), tandis que chacun desdits missiles de défense (2) comporte un système propulseur (20), au moins une charge militaire (21), une centrale inertielle (22), un autodirecteur (26), des organes de pilotage (23), des moyens de liaison (22) avec ladite installation de commande fixe (1) et un générateur d'ordres de pilotage (25), élaborant lesdits ordres de pilotage à partir des informations émises par lesdits moyens de guidage (8) prévus dans ladite installation de commande fixe et à partir des informations délivrées par ledit autodirecteur (26),

caractérisé en ce que :

- au point (F) commun à la trajectoire d'approche (T) dudit engin aérien (3) et à la trajectoire d'interception (t) dudit missile de défense (2), ladite trajectoire d'interception est transversale à la trajectoire d'approche ;
- l'axe central (AD) dudit autodirecteur (26) est incliné latéralement par rapport à l'axe (L-L) dudit missile de défense (2) ; et
- ledit missile de défense (2) est stabilisé en roulis, de façon que ledit axe central (AD) dudit autodirecteur soit disposé du côté du-

dit engin aérien (3).

2. Système de défense antiaérien selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdits moyens de calcul (7) déterminant la trajectoire d'interception (t) dudit missile de défense (2) :

- commencent par déterminer ledit point (F) commun auxdites trajectoires d'interception et d'approche (t,T) ; puis
- déterminent, dans le plan vertical (AHF) passant par ledit point commun (F) et par l'emplacement (A) dudit missile de défense (2) au sol, ladite trajectoire d'interception (t) dudit missile de défense (2) à partir des trois paramètres suivants :
 - . la distance verticale (Z) séparant ledit point commun (F) de sa projection horizontale (H) ;
 - . la distance horizontale (X) séparant ledit emplacement au sol (A) du missile de défense (2) de ladite projection horizontale (H) dudit point commun (F) ; et
 - . l'angle (α) que fait avec l'horizontale l'intersection (tg) dudit plan vertical (AHF) avec le plan (π) normal à ladite trajectoire d'approche (T) dudit engin aérien (3), audit point commun (F).

3. Système de défense antiaérien selon la revendication 2, caractérisé en ce que lesdits moyens de calcul (7) :

- déterminent, à l'aide desdits trois paramètres (Z, X, α), le temps d'interception (DI) nécessaire audit missile de défense (2) pour parcourir ladite trajectoire d'interception (t) entre ledit emplacement au sol (A) du missile de défense (2) et ledit point (F) commun auxdites trajectoires d'interception et d'approche (t,T) ;
- calculent en continu le temps de vol (DV) nécessaire audit engin aérien (3) pour atteindre ledit point commun (F), à partir de sa position actuelle, en suivant ladite trajectoire d'approche (T) ; et
- actionnent lesdits moyens (10) de lancement dudit missile (2) pour que lesdits moyens (10) effectuent le tir de lancement de celui-ci lorsque ledit engin aérien (3) atteint le point (B) de ladite trajectoire d'approche pour lequel la valeur dudit temps de vol (DV) devient égal audit temps d'interception (DI).

4. Système de défense antiaérien selon la revendication 3, caractérisé en ce que, au plus tard au moment estimé de l'accrochage de l'engin aérien (3) par l'autodirecteur (26) du missile de défense (2), l'axe central (AD) dudit autodirecteur (26) se

trouve dans le plan (CFD) défini par la position (C) du missile (2) à cet instant, ledit point commun (F) et ledit point (D) correspondant à la position dudit engin aérien (3) à cet instant, et en ce que ce dernier plan (CFD) sert de plan de référence pour la stabilisation en roulis dudit missile de défense (2).

5. Missile de défense antiaérien, susceptible d'intercepter par le travers des engins aériens à grande vitesse, comportant un engin propulseur (20), au moins une charge militaire (21), une centrale inertielle (22), un autodirecteur (26), des organes de pilotage (23) et un générateur d'ordres de pilotage (25), caractérisé en ce que l'axe central (AD) dudit autodirecteur (26) est incliné latéralement par rapport à l'axe (L-L) dudit missile (2).

6. Missile selon la revendication 5, caractérisé en ce que la valeur ($\Theta 1$) de l'angle d'inclinaison latérale de l'axe central (AD) dudit autodirecteur (26) par rapport à l'axe (L-L) dudit missile est choisie de façon que sa tangente soit au moins approximativement égale au rapport entre la vitesse de l'engin aérien à intercepter et la vitesse dudit missile de défense.

7. Missile selon la revendication 6, caractérisé en ce que ladite valeur ($\Theta 1$) de l'angle d'inclinaison latéral de l'axe central (AD) de l'autodirecteur est au moins approximativement égale à 60 degrés.

8. Missile selon l'une des revendications 6 ou 7, caractérisé en ce que l'axe central (AD) dudit autodirecteur est orientable autour de sa position médiane correspondant à ladite valeur ($\Theta 1$).

9. Missile selon la revendication 8, caractérisé en ce que ledit axe central (AD) de l'autodirecteur (26) est orientable à l'intérieur d'un cône, dont l'axe est formé par ladite position médiane.

10. Missile selon l'une des revendications 5 à 9, caractérisé en ce que ladite charge militaire (21) est apte à projeter latéralement une gerbe d'éclats, du côté opposé audit axe central (AD) de l'autodirecteur (26).

11. Missile selon la revendication 10, caractérisé en ce que la direction centrale (I) de ladite gerbe d'éclats est au moins sensiblement perpendiculaire à l'axe dudit missile.

12. Missile selon l'une des revendications 5 à 11, comportant de plus une fusée de proximité (29)

pour détecter un tel engin et commander ladite charge militaire, caractérisé en ce que ladite fusée de proximité (29) forme un front de détection (FP) en forme de nappe plane, inclinée latéralement par rapport à l'axe (L-L) dudit missile, du même côté que l'axe central (AD) dudit autodirecteur (26).

5

13. Missile selon la revendication 12, caractérisé en ce que l'angle d'inclinaison latérale (θ_2) du front de détection (FP) de ladite fusée de proximité par rapport à l'axe du missile est au moins approximativement égal à 30 degrés.

10

14. Missile selon l'une des revendications 5 à 13, caractérisé en ce que ledit autodirecteur (26) est disposé dans une partie intermédiaire dudit missile (2).

15

15. Missile selon la revendication 14, caractérisé en ce qu'il ne comporte pas de radôme avant et en ce que sa partie avant est pointue et effilée.

20

25

30

35

40

45

50

55

FIG. 1

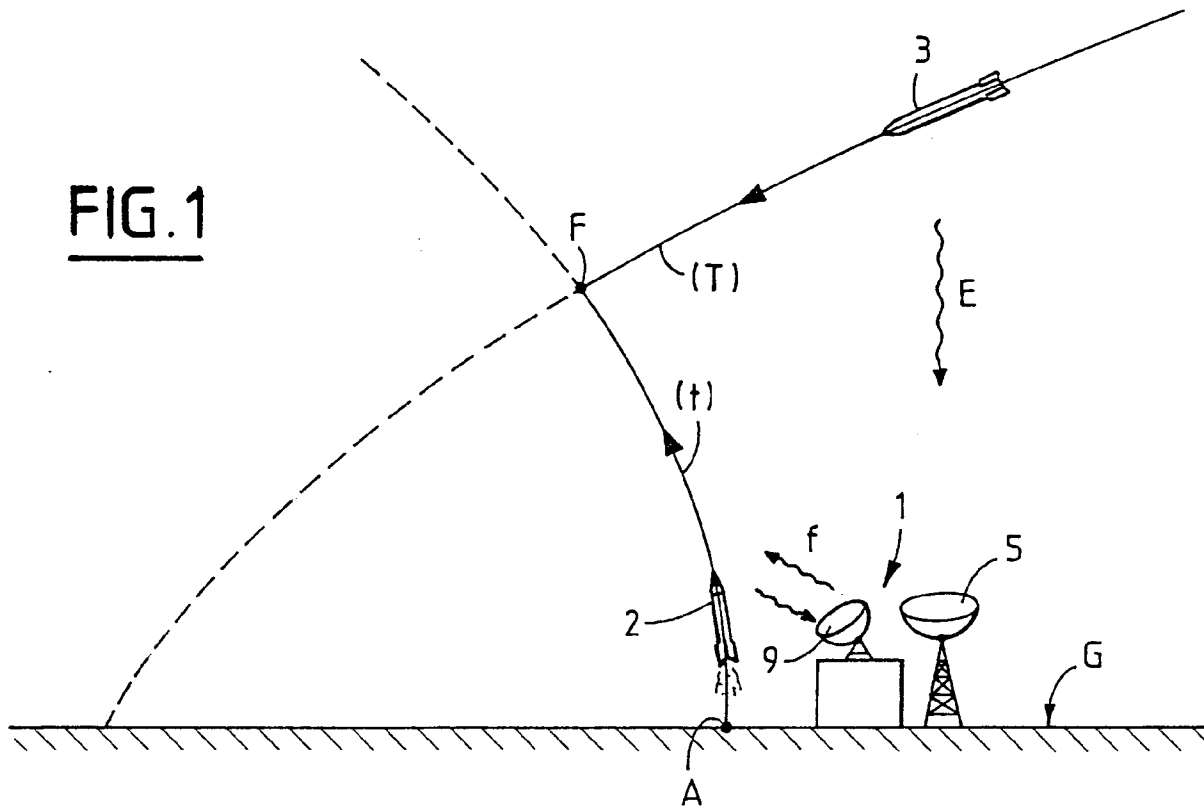
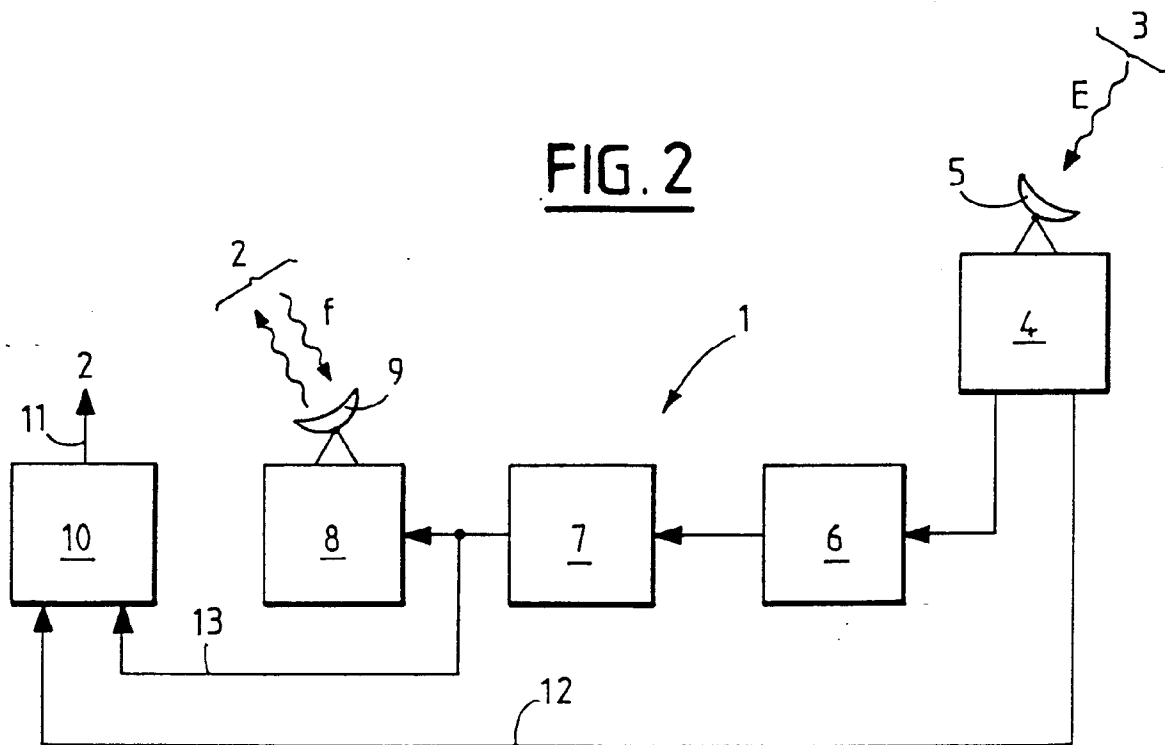


FIG. 2



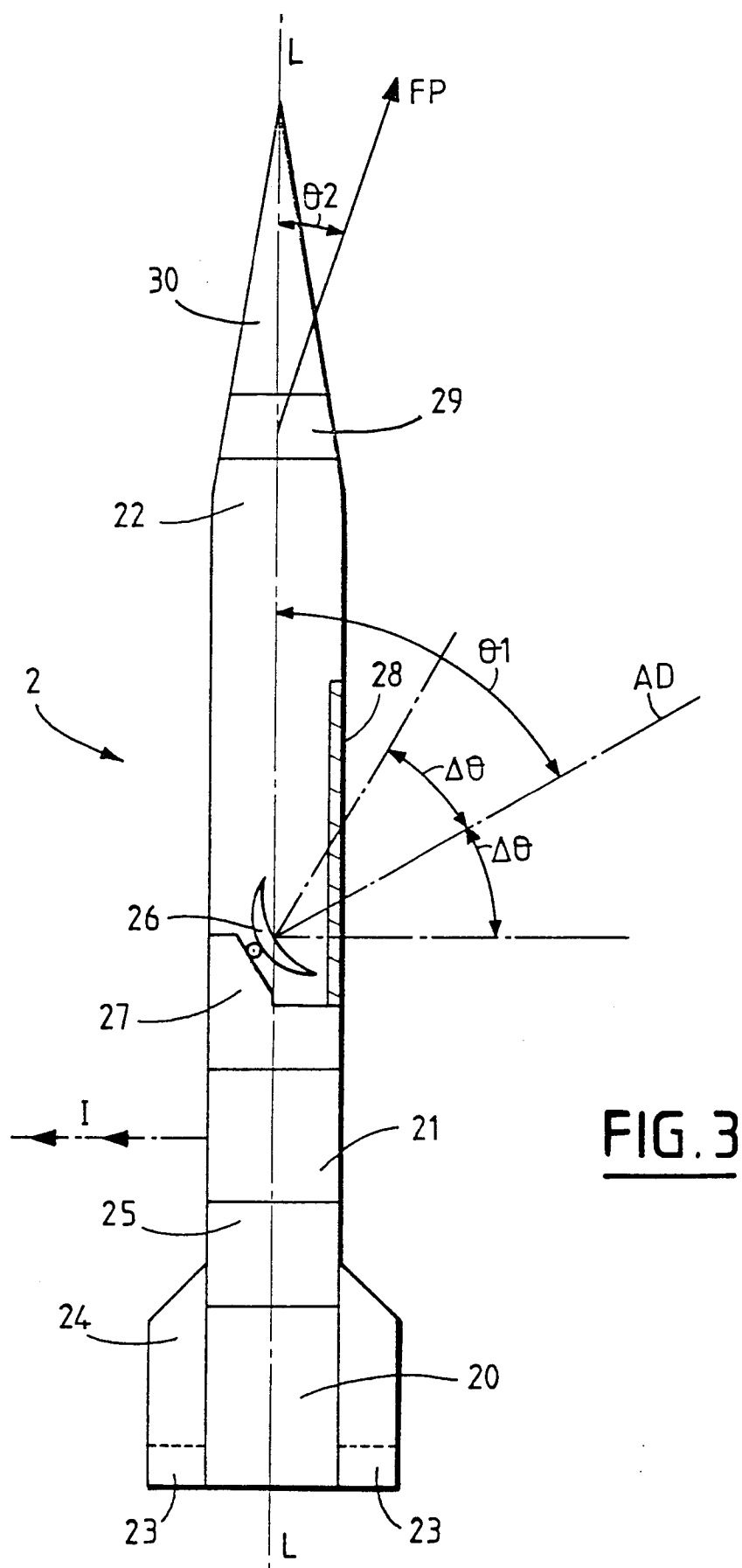
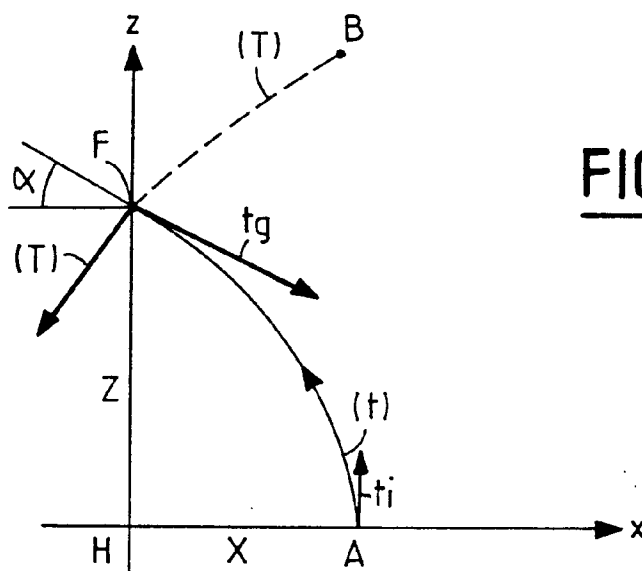
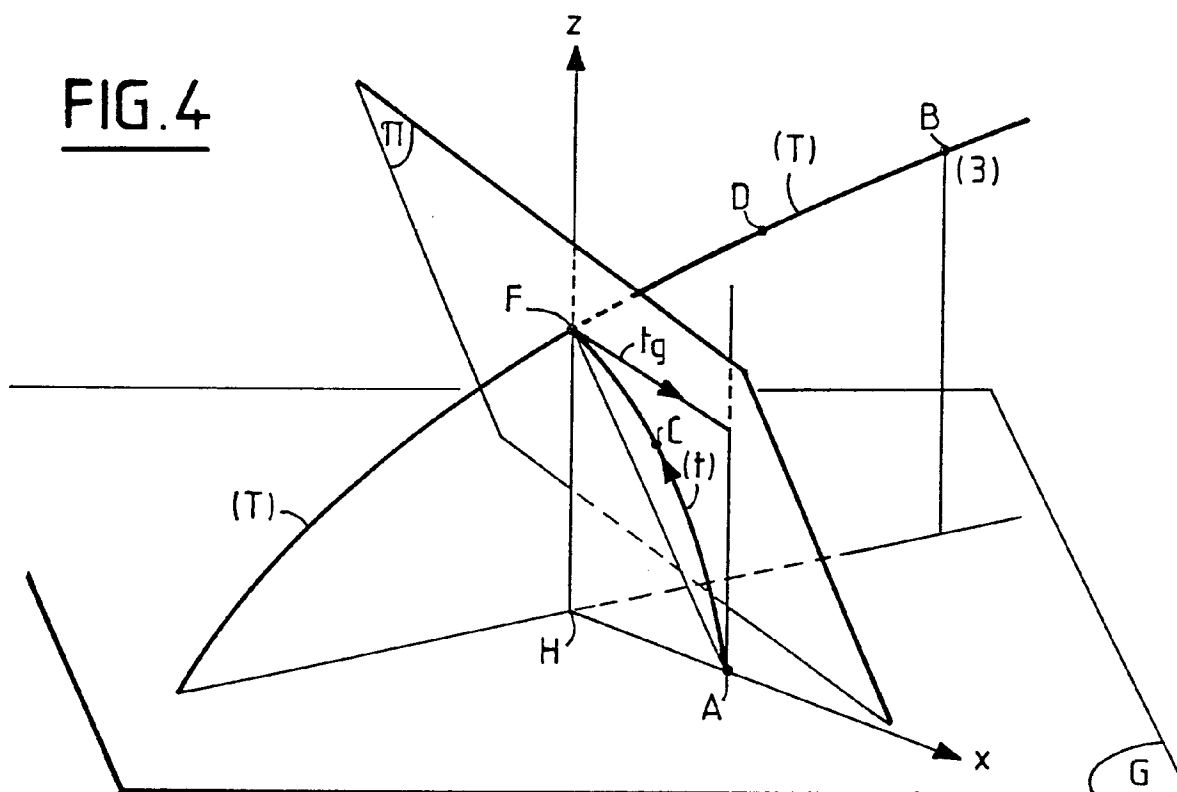
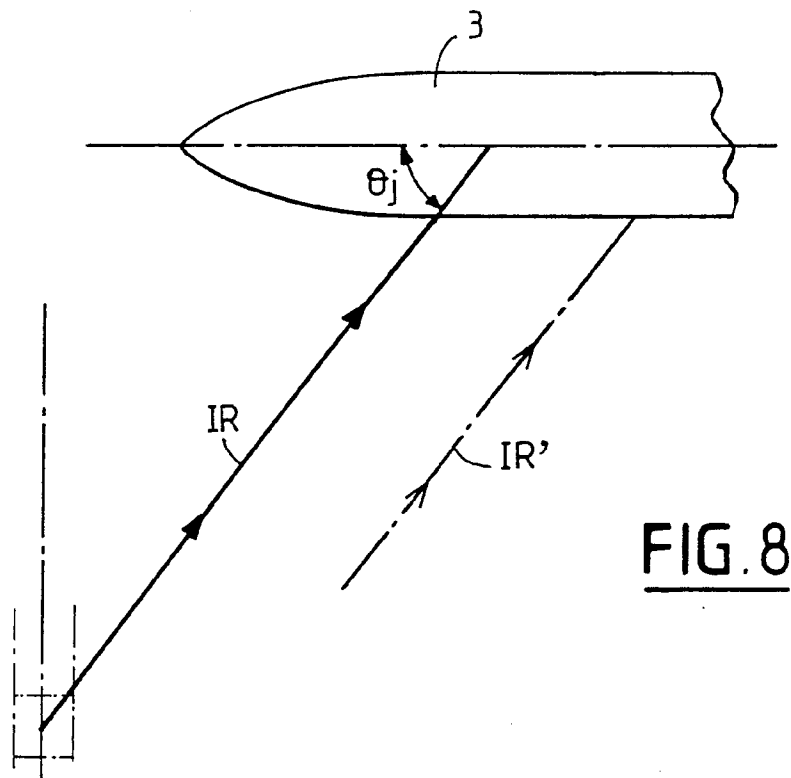
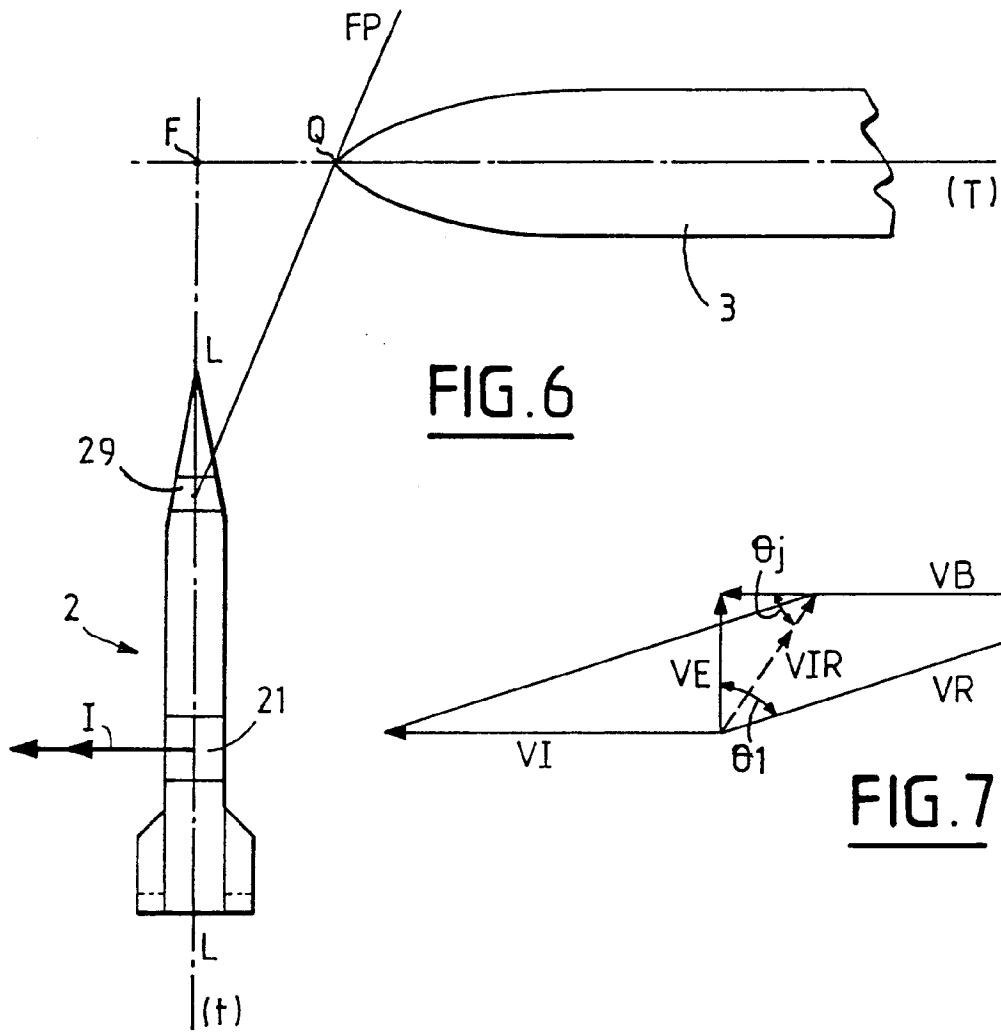


FIG. 3

FIG. 4FIG. 5





Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numero de la demande
EP 94 40 2386

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.6)
Y	GB-A-2 212 252 (BRITISH AEROSPACE PLC) * abrégé * * page 4, ligne 20 - page 8, ligne 3; figures 1,2 * ---	1,5	F41G7/22
Y	DE-A-40 18 198 (TELEFUNKEN SYSTEMTECHNIK GMBH) * abrégé * * colonne 2, ligne 4 - colonne 4, ligne 34; figures 1-3 * ---	1,5	
A	US-A-4 087 061 (BURT) * abrégé * * colonne 2, ligne 4 - colonne 4, ligne 9; figures 1,2 * ---	1,5	
A	US-A-5 112 006 (PALMER) * abrégé * * colonne 2, ligne 43 - colonne 4, ligne 35; figures 1-5 * -----	1,5	
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.6)
			F41G
Lieu de la recherche		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
LA HAYE		2 Mars 1995	Blondel, F
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 03.92 (P04C02)