

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

Numéro de dépôt: 85400715.0

Int. Cl.⁴: **F 42 C 13/00**

Date de dépôt: 10.04.85

Priorité: 13.04.84 FR 8405913

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

Date de publication de la demande: 21.11.85
 Bulletin 85/47

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

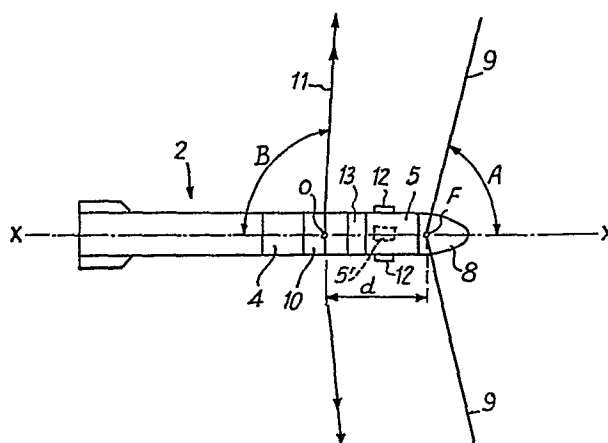
Etats contractants désignés: **AT BE CH DE GB IT LI NL SE**

Mandataire: **Bonnetat, Christian et al, Cabinet PROPI Conseils** 23 rue de Léningrad, F-75008 Paris (FR)

Système d'arme et missile pour la destruction structurale d'une cible aérienne au moyen d'une charge focalisée.

Système d'arme destiné à la destruction structurale d'une cible (3).

Selon l'invention, ce système comporte des moyens de calcul (13) qui sont montés à bord dudit missile (2) et qui, à partir des valeurs de la vitesse (V_e) du missile et de la vitesse relative cible-missile (V_r), ainsi qu'à partir dudit angle (D) entre l'axe longitudinal du missile (2) et ladite vitesse relative (V_r), calculent à un instant proche dudit instant de détection fourni par lesdits quatrièmes moyens (8) une durée (T ou T_1), qui est ensuite décomptée par lesdits moyens de calcul (13) à partir dudit instant de détection et au bout de laquelle lesdits moyens de calcul (13) commandent ladite charge focalisée (10).



Système d'arme et missile pour la destruction structurale
d'une cible aérienne au moyen d'une charge focalisée.

1 La présente invention concerne un système d'arme destiné à la destruction structurale d'une cible aérienne au moyen d'une charge focalisée et comportant un missile porteur de ladite charge focalisée.

5 On sait que la destruction d'une cible aérienne, telle qu'un missile d'attaque, par impact direct d'un missile de défense est très improbable, quelle que soit la sophistication du système de guidage dudit missile de défense. Aussi, actuellement, les deux méthodes principales grâce auxquelles
10 un missile de défense peut, au moyen d'une charge militaire classique, détruire une telle cible aérienne, mettent en oeuvre :

- soit l'effet de souffle de l'explosion de ladite charge si celle-ci est importante et si la cible se trouve à proximité
15 immédiate ;

- soit la projection, grâce à une charge importante, d'une gerbe d'éclats, largement ouverte, dans des zones sensibles de la cible.

Ces deux méthodes classiques présentent l'inconvénient de
20 nécessiter une charge militaire importante, de sorte que les missiles de défense qu'elles mettent en oeuvre présentent une masse relativement importante nuisant à leur manoeuvrabilité. Ceci est d'autant plus préjudiciable que les
25 missiles d'attaque peuvent présenter une grande manoeuvrabilité et qu'il est donc souhaitable que la manoeuvrabilité d'un missile de défense soit aussi grande que possible pour permettre l'interception d'un missile d'attaque fortement manoeuvrant.

1 Pour remédier à cet inconvénient des méthodes d'interception
classique, on a déjà pensé à projeter, à partir du missile
de défense et au moyen d'une charge relativement faible, une
gerbe d'éclats focalisée dans une zone fragile de ladite
5 cible se trouvant à proximité immédiate dudit missile de
défense, afin d'obtenir la destruction structurale de ladite
cible, c'est-à-dire son sectionnement en deux tronçons
distincts. Une telle destruction structurale d'une cible
nécessite qu'un nombre d'éclats suffisant atteignent
10 ensemble une zone de faible surface de la cible et que la
charge utilisée soit focalisée, c'est-à-dire qu'elle
projette, lors de l'explosion, des éclats dont les
trajectoires forment un angle sensiblement constant avec
l'axe du missile.

15 Une telle destruction structurale permet l'utilisation de
missiles de faibles dimensions n'emportant qu'une charge
faible ou moyenne (de l'ordre de trois à quatre fois plus
faible que celle nécessitée par les deux premiers effets
cités ci-dessus) et présentant une grande manoeuvrabilité,
20 par exemple obtenue au moyen d'un pilotage en force,
c'est-à-dire à l'aide de tuyères latérales dont la ligne
d'action passe au moins approximativement par le centre de
gravité du missile porteur.

La destruction struturelle paraîtrait donc constituer la
25 méthode la plus efficace vis-à-vis des cibles rapides et à
grande manoeuvrabilité. Cependant, elle n'est pas utilisée
en pratique, car elle nécessite, pour que l'interception
soit réussie, que la zone d'impact de la gerbe d'éclats
focalisée corresponde à une zone vulnérable de la cible. Il
30 ne semble pas, jusqu'à présent, que l'on ait réussi à
maîtriser la zone d'impact, sur une cible, des éclats d'une
gerbe focalisée.

- 1 La présente invention a pour objet de remédier à cet
inconvenient.

L'objet de la présente invention concerne un système d'arme
permettant d'envoyer les éclats d'une charge focalisée dans
5 une zone de la cible, spécifiée à l'avance et choisie pour
sa vulnérabilité. Pour une cible aérienne une telle zone
vulnérable correspond par exemple à la partie du fuselage
qui se trouve entre la voilure et l'empennage.

A cette fin, selon l'invention, le système d'arme destiné à
10 la destruction structurale d'une cible au moyen d'une charge
focalisée commandée et comportant un missile porteur de
ladite charge focalisée et pourvu de premiers moyens
susceptibles de fournir la valeur de la vitesse V_e dudit
missile, de seconds moyens susceptibles de fournir la valeur
15 la vitesse relative V_R de la cible par rapport audit
missile, de troisièmes moyens susceptibles de fournir
l'angle D entre l'axe longitudinal du missile et ladite
vitesse relative, ainsi que de quatrièmes moyens de
détection de proximité susceptibles d'indiquer l'instant de
20 détection d'une extrémité de ladite cible, est remarquable
en ce qu'il comporte des moyens de calcul qui sont montés à
bord dudit missile et qui, à partir des valeurs de la
vitesse du missile et de ladite vitesse relative cible-mis-
sile, ainsi qu'à partir dudit angle entre l'axe longitudinal
25 du missile et ladite vitesse relative, calculent à un
instant proche dudit instant de détection une durée, qu'ils
décomptent à partir dudit instant de détection d'une
extrémité de la cible et au bout de laquelle ils commandent
ladite charge focalisée.

1 On voit ainsi que, selon l'invention, l'explosion de la
charge focalisée est commandée, à partir dudit instant de
détection d'une extrémité de la cible, avec un temps de
retard qui est calculé en fonction des paramètres réels de
5 l'interception de la cible par le missile et qui, en
réalité, correspond à une longueur prédéterminée de ladite
cible à partir de son extrémité détectée par lesdits
quatrièmes moyens.

De la sorte, les éclats de la charge focalisée peuvent
10 atteindre la région prédéterminée de ladite cible en vue de
réussir la destruction structurale de cette dernière. Dans
le cas où cette durée calculée serait nulle ou négative, la
mise à feu serait effectuée immédiatement.

On remarquera que les missiles connus sont généralement
15 pourvus d'un système de déclenchement de la charge actionné
avec un certain retard, après la détection de la cible ;
cependant, dans ce cas, ce retard est prévu par construction
ou éventuellement introduit lors du lancement du missile,
compte-tenu de la vitesse supposée de la cible et du type
20 d'attaque effectué par le missile sur la cible (attaque par
l'avant ou par l'arrière). En revanche, selon l'invention,
le retard à l'explosion de la charge focalisée est déterminé
en fonction des circonstances de l'interception, afin
d'optimiser les effets de ladite charge et d'obtenir la
25 destruction structurale de la cible.

De préférence, lesdits premiers, seconds et troisièmes
moyens sont prévus pour pouvoir fournir leurs informations
en continu et alors lesdits moyens de calcul calculent
ladite durée en continu pour en fournir une suite de
30 valeurs, puis, à partir dudit instant de détection fourni
par lesdits quatrièmes moyens, décomptent la dernière valeur
de cette durée disponible avant ledit instant de détection.

- 1 De façon connue, des retards connus et inhérents au système interviennent entre la mise à feu et l'explosion de la charge focalisée, ainsi que dans la détection de la cible par les quatrièmes moyens. Si la totalité de ces retards de
- 5 construction connus est égale à T_0 , lesdits moyens de calcul calculent et décomptent une durée $T_1 = T - T_0$, pour tenir compte de ces retards et permettre l'explosion au bout du temps T , déterminé pour que les éclats de la gerbe focalisée atteignent une zone désirée de la cible.
- 10 Dans un mode de réalisation avantageux du système selon l'invention, lesdits moyens de calcul calculent la durée T à partir des formules suivantes :

$$T = \frac{d + l_0 \cos P}{V_R \cos D} \quad \text{et} \quad \tan P = \frac{V_R \sin D}{V_R \cos D - V_e}$$

- 15 dans lesquelles :

T = durée décomptée à partir de l'instant de détection d'une extrémité de la cible par lesdits quatrièmes moyens et au bout de laquelle l'explosion de la charge focalisée est désirée pour que ses éclats atteignent une partie vulnérable

20 prédéterminée de ladite cible ;

d = distance séparant, le long de l'axe X-X du missile, le centre F des quatrièmes moyens de détection de proximité du centre O de la charge focalisée ;

l_0 = constante, homogène à une longueur, caractéristique de

25 la cible à détruire ;

1 V_e = vitesse du missile ;

V_R = vitesse relative de la cible par rapport au missile ;

D = angle entre l'axe du missile et V_R .

5 Ensuite, lesdits moyens de calcul corrigent éventuellement la durée T de la valeur T_0 des retards inhérents pour fournir un signal de mise à feu à l'expiration de la durée T_1 .

Afin de pouvoir fournir aux moyens de calcul la constante l_0 , le système selon l'invention comporte des moyens
10 susceptibles d'indiquer cette constante. De tels moyens peuvent être des moyens d'affichage actionnés manuellement au moment du lancement du missile. De préférence, ils sont constitués de moyens automatiques de reconnaissance de la cible, soit portés par le missile lui-même, soit disposés à
15 poste fixe. Dans ce dernier cas, ces moyens automatiques de reconnaissance sont avantageusement liés à la station de lancement et de téléguidage du missile, qui transmet à celui-ci par ondes électromagnétiques la valeur de l_0 de la cible à détruire, en même temps que les autres informations
20 habituelles.

On remarquera qu'à des instants très proches de l'interception, c'est-à-dire lorsque le missile et la cible passent par la même verticale, la vitesse relative V_R et l'angle D entre l'axe du missile et cette vitesse relative V_R
25 subissent des variations rapides et non significatives : V_R passe par une valeur nulle et D passe par 90° . Ainsi, pour que le retard à l'explosion calculé T_1 ait une signification, il est nécessaire que les mesures de V_e , V_R et D aient été effectuées un certain temps avant l'interception, ce
30 temps devant être ni trop grand, ni trop petit pour que V_R

- 1 et D représentent sensiblement les valeurs réelles malgré les accélérations du missile et de la cible.

Il résulte de cette mesure anticipée qu'il est nécessaire que lesdits moyens de calcul élaborent un temps de retard
5 supplémentaire t , qui est décompté à partir de l'instant des mesures V_e , V_R et D , et dont l'expiration permet le début du décomptage du retard T_1 à la mise à feu, dès que les moyens de détection de proximité ont détecté la cible.

En pratique, on mesure V_e , V_R et D et on effectue les
10 calculs nécessaires à une cadence commandée par le temps t et on élabore un retard T_1 , périodiquement renouvelé, qui sera utilisé après détection de la cible par les moyens de détection de proximité, pour déclencher la charge à l'instant optimal.

15 De préférence, on choisit le temps de retard supplémentaire t proportionnel à l'inverse de la racine carrée de la vitesse relative V_R et ce temps de retard supplémentaire est calculé par lesdits moyens de calcul.

Lesdits moyens de calcul peuvent être composés d'un premier
20 circuit commandant les mesures des différents paramètres et effectuant les calculs nécessaires, d'un second circuit déterminant l'instant à partir duquel la durée de retard à l'explosion est exploitable et un troisième circuit permettant l'exploitation de cette durée de retard. De tels
25 moyens de calcul peuvent être constitués, au moins en partie, par un microprocesseur.

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

1 La figure 1 est une vue schématique générale illustrant la mise en oeuvre du système d'arme de défense aérienne selon l'invention.

La figure 2 montre schématiquement un missile de défense
5 aérienne selon l'invention.

La figure 3 est une vue schématique montrant deux paramètres intervenant dans l'interception d'une cible par le missile selon l'invention.

La figure 4 est un schéma représentant l'interception d'une
10 cible par le missile selon l'invention, dans le cas où cette interception est effectuée par l'avant de la cible et où la cible et le missile selon l'invention se trouvent dans un même plan.

La figure 5 est un diagramme de vitesses pour le schéma de
15 la figure 4.

La figure 6 est un schéma représentant l'interception d'une cible par le missile selon l'invention, dans le cas où cette interception est effectuée par l'arrière de la cible et où la cible et le missile selon l'invention se trouvent dans un
20 même plan.

La figure 7 est un diagramme de vitesses pour le schéma de la figure 6.

La figure 8 donne le schéma synoptique des moyens de calcul du système selon l'invention, embarqués à bord du missile.

1 Le système d'arme selon l'invention, montré par la figure 1
et destiné à la défense aérienne, comporte un dispositif de
détection et de guidage 1, agencé au sol, ainsi qu'un
ensemble de missiles de défense aérienne 2. Lorsqu'un ennemi
5 aérien 3 (missile, avion, hélicoptère, etc...) est détecté
par le dispositif 1, celui-ci détermine à l'aide du
calculateur et du radar qu'il comporte l'opportunité et les
conditions d'une interception de l'ennemi 3.

Si l'interception est décidée, le dispositif 1 procède au
10 lancement d'un missile 2 contre l'ennemi 3, qui devient
alors la cible à abattre. Comme le montre schématiquement la
figure 2, chaque missile 2 de défense aérienne comporte des
moyens électroniques de guidage 4 susceptibles de coopérer
avec le dispositif 1 et un autodirecteur 5 pourvu d'une
15 centrale inertielle 5'. Aussi, dans un premier temps, un
missile 2 suit une trajectoire de lancement entièrement
déterminée par la coopération du dispositif 1 et des moyens
de guidage embarqués 4. Ensuite, toujours grâce à cette
coopération, le dispositif 1 dirige le missile 2 vers la
20 cible 3 en lui faisant suivre une trajectoire 7. Enfin,
lorsque le missile 2 est suffisamment bien orienté, son
guidage vers la cible 3 est pris en charge par son
autodirecteur 5.

On remarquera que, sur la figure 1, on a illustré le cas où
25 le missile 2 va à la rencontre de la cible 3 pour l'attaquer
par l'avant, ce qui correspond aux schémas des figures 4 et
5. Il va de soi que le missile 2 peut également attaquer la
cible 3 par l'arrière, en la poursuivant et en la rattrapant,
comme cela est figuré par les schémas des figures 6 et
30 7.

1 Chaque missile 2 comporte :

- une fusée de proximité 8 dont le front de détection 9 est voisin d'une surface conique concave d'axe confondu avec l'axe longitudinal X-X dudit missile 2 et d'angle au sommet A ;
- 5 - une charge militaire focalisée 10 susceptible de projeter des éclats selon une surface de révolution d'axe confondu avec l'axe longitudinal X-X du missile et d'angle B ;
- des codeurs angulaires 12 disposés sur le bâti de l'autodirecteur 5 ; et
- 10 - une électronique 13 pour la commande de la charge focalisée 10.

L'objet de l'invention, comme il a été précisé ci-dessus, est de commander l'explosion de la charge focalisée 10 à un instant suivant la détection de la cible 3 par la fusée de
15 proximité 8, tel que les éclats de ladite charge 10 atteignent une région structuralement fragile de ladite cible, afin de couper celle-ci en deux. En général, les parties avant et médiane d'un engin assaillant 3 sont structuralement résistantes car comportant les appareils de
20 navigation et de mesure, les réservoirs de carburant, la charge militaire, etc..., de sorte que, pour obtenir la destruction structurale dudit engin 3, il est préférable de projeter les éclats de la charge 10 dans une zone 14 de la partie arrière de celui-ci (voir les figures 4 et 6). Ainsi,
25 l'objet de l'invention est de déterminer un temps T de retard à l'explosion de la charge 10, après la détection de la cible 3 par la fusée de proximité 8, tel que les éclats de ladite charge focalisée 10 puissent atteindre la zone 14, disposée à une distance 1 du premier point 15 de la cible 3
30 détectée par le front 9 de ladite fusée de proximité 8.

- 1 On remarquera que l'explosion de la charge 10 après la mise
à feu par électronique 13 n'est pas instantanée et que, de
plus, il existe un retard à la détection d'une cible 3 par
la fusée de proximité 8 ; par suite, le temps de retard T à
5 l'explosion doit être corrigé d'un temps T_0 , connu pour une
charge 10 et une fusée de proximité 8 données et correspon-
dant aux retards d'explosion après mise à feu et de
détection par la fusée de proximité 8.

En réalité, l'instant de commande de mise à feu doit
10 intervenir avec un temps de retard :

$$T_1 = T - T_0$$

Si l'on cherche à déterminer mathématiquement la distance l
entre le premier point détecté 15 et la zone 14, on doit
faire intervenir au moins les paramètres suivants :

- 15 - la vitesse V_e du missile de défense aérienne 2 ;
- la vitesse V_B de la cible 3 ;
- l'angle P de la présentation de la cible 3 par rapport au
missile 2, c'est-à-dire l'angle entre la direction de la
vitesse V_e et celle de la vitesse V_B (voir les figures 5 et
20 7) ;
- le temps T de retard à l'explosion de la charge focalisée
10 après détection du point 15 de la cible 3 par le front 9
de la fusée de proximité 8 ;
- la vitesse V_i des éclats de la charge focalisée 10,
25 projetés selon la surface de révolution 11 ;
- l'angle B de la surface de révolution 11 par rapport à
l'axe X-X du missile 2 ;
- l'angle A du front de détection 9 de la fusée de proximité
8, par rapport à l'axe X-X du missile 2 ;

- 1 - la distance $\underline{l}$ le long de l'axe X-X du missile 2, entre le centre F de la fusée de proximité 8 et le centre O de la charge focalisée 10 ;
- la position axiale $\underline{h}$ du point 15 de la cible 3 détecté par la fusée de proximité 8, par rapport à l'axe X-X du missile 2 ; et
- l'angle $\underline{a}$ définissant la position angulaire dudit point 15 par exemple par rapport à la direction H-H perpendiculaire commune à V_e et V_B (sur les figures 4 et 5, $\underline{a} = 90^\circ$).
- 10 Il va de soi que la connaissance à l'instant de la détection du point 15 par le front 9 de tous les paramètres ci-dessus, sauf T, permet de calculer T pour que $\underline{l}$ ait une valeur donnée à l'avance. Il est donc possible théoriquement d'atteindre une zone 14 déterminée à l'avance, du moins dans
- 15 le cas où le calcul de T_1 donne un résultat positif. Cependant, en pratique, un tel calcul de T n'est pas possible, car, quoique certains paramètres, tels que V_i , A, B et $\underline{d}$, soient connus par construction et que d'autres, tels que V_e , V_B et P, puissent être mesurés sur le missile 2 à
- 20 des instants proches de l'interception, il subsiste une grande indétermination due à la méconnaissance de $\underline{h}$ et $\underline{a}$.

La présente invention permet de contourner cette difficulté. En effet, la demanderesse a démontré en étudiant la grandeur $\underline{l}$, fonction des dix paramètres précédents, que celle-ci

25 pouvait s'écrire sous la forme d'une somme de trois termes

$$\underline{l} = l_0 + D l_1 + D l_2$$

tels que :

1 - $\underline{l_0}$ est une constante, ayant la dimension d'une longueur et
 indépendante des paramètres V_e , V_B et P ; $\underline{l_0}$ est attachée à
 chaque type de cible 3 et caractéristique de celle-ci. Le
 dispositif de détection et de guidage 1, qui effectue une
 5 reconnaissance d'image au moins partielle de la cible 3,
 connaît le type de celle-ci et peut donc adresser à
 l'électronique 13 du missile 2, la valeur $\underline{l_0}$ appropriée à la
 cible 3 en cours d'interception. Les différentes valeurs $\underline{l_0}$
 10 correspondent respectivement aux différents types de cibles
 possibles sont de préférence prédéterminées et stockées dans
 le dispositif 1. A chaque type de cible 3 peut être associée
 une valeur de $\underline{l_0}$ pour une attaque par l'avant et une autre
 valeur $\underline{l_0}$ pour une attaque par l'arrière. Eventuellement, le
 missile 2 peut comporter les moyens pour détecter le type de
 15 la cible 3 et déterminer la valeur à adopter pour la
 constante $\underline{l_0}$;

- $Dl_1 = \pm V_B \cdot t_e$, terme dans lequel t_e est le temps mis par
 les éclats de la charge focalisée 10 pour atteindre la zone
 14 de la cible 3. Le signe + est utilisé pour une attaque
 20 par l'avant et le signe - pour une attaque par l'arrière. Le
 dispositif de détection et de guidage 1 connaît le type
 d'attaque (par l'avant ou par l'arrière) que va effectuer le
 missile 2 sur la cible 3 et il est donc à même de communi-
 quer à l'électronique 13 le signe approprié. On remarquera
 25 que t_e est une fonction implicite de $\underline{h}$, $\underline{a}$ et T ; et

- Dl_2 est une variation de longueur due aux paramètres $\underline{h}$ et
 $\underline{a}$.

La condition pour que $\underline{l}$ puisse être considérée comme la
 somme des termes $\underline{l_0}$, Dl_1 et Dl_2 est alors la suivante :

$$(1) \quad \frac{1}{\operatorname{tg} A} + \frac{1}{\operatorname{tg} B} = \frac{V_e}{V_i}$$

La condition (1) est facile à réaliser par construction, puisque ne faisant intervenir que des paramètres à la disposition du constructeur du missile 2. Si cette condition (1) est respectée, le temps de retard T est donné par la formule

$$(2_1) \quad T = \frac{d + l_0 \cos P}{V_e + V_B \cos P} \quad \text{si } \cos P > 0,$$

c'est-à-dire s'il s'agit d'une attaque par l'avant (voir les figures 4 et 5),

ou par la formule :

$$(2_2) \quad T = \frac{d - l_0 \cos P}{V_e + V_B \cos P} \quad \text{si } \cos P < 0,$$

c'est-à-dire s'il s'agit d'une attaque par l'arrière (voir figures 6 et 7).

De plus, la demanderesse a montré que si la relation (1) était vérifiée au moins avec une bonne approximation, le terme Dl_2 restait petit devant l_0 et Dl_1 , au moins dans une gamme étendue des paramètres V_e , V_B et P et pouvait donc être négligé.

Ainsi, si la condition (1) est respectée et si l'on a choisi le temps T selon la relation (2₁) ou (2₂) appropriée, la zone 14 atteinte par les éclats sera définie à partir du point 15, par la relation :

1 (3) $l = l_0 \pm V_B \cdot t_e$

Par suite, si en fonction du diamètre de la zone couverte par la fusée de proximité 8 et de considérations d'efficacité de destruction structurale, on choisit un temps maximal
 5 t_M de parcours des éclats de la charge focalisée 10, on obtient une grande probabilité de toucher la cible 3 en une zone délimitée entre l_0 et $l_0 \pm V_B \cdot t_M$

On remarquera que le calcul de T peut être facilement effectué à bord du missile 2. En effet, comme le montrent
 10 les figures 5 et 7, on a :

$$\begin{aligned} V_R \cos D &= V_e + V_B \cos P \\ V_R \sin D &= V_B \sin P \end{aligned}$$

en appelant V_R , la vitesse relative de la cible 3 par rapport au missile 2 et D, l'angle entre la vitesse V_e du
 15 missile et cette vitesse relative V_R .

Par suite, on peut écrire :

$$T = \frac{d \pm l_0 \cos P}{V_R \cos D}$$

20 avec $\text{tg } P = \frac{V_R \sin D}{V_R \cos D - V_e}$

Le temps T dépend donc uniquement des trois variables V_R , V_e et D, puisque d et l_0 sont fixées soit par construction (d), soit par prédétermination (l_0). Or :

- V_R est disponible de l'autodirecteur 5, qui comporte par
 25 exemple un radar à effet Doppler. La vitesse relative V_R est une donnée toujours présente à bord d'un missile (2), car nécessaire à l'élaboration du guidage en navigation proportionnelle au moyen de l'autodirecteur 5 ;

1 - Ve peut être connue de plusieurs façons différentes, par
exemple à partir de la centrale inertielle 5' de l'autodi-
recteur (5) du missile 2 ou à partir d'accéléromètres ; elle
5 pourrait également être tabulée en fonction du temps de
parcours effectué par ledit missile 2 ;

- l'angle D est donné par les codeurs angulaires 12 disposés
sur le bâti de l'autodirecteur 5 ; de tels codeurs sont
généralement prévus sur le missile 2, à cause de la
nécessité d'orienter préalablement celui-ci (trajectoire 7)
10 avant que la cible 3 puisse être accrochée par l'autodi-
recteur 5.

Sur les figures 4 et 7, on a représenté schématiquement une
interception avant et une interception arrière et l'on peut
y voir qu'à l'instant de l'explosion de la charge localisée
15 10, le centre 0 de celle-ci se trouve en 0' de façon que
les éclats localisés 11 puissent atteindre la zone
prédéterminée 14.

Sur la figure 8, on a représenté un exemple de réalisation
de l'électronique 13 pour la commande de la charge focalisée
20 10. Ce dispositif 13 est constitué d'un circuit de mesure et
de calcul 16 et de deux compteurs-décompteurs 17 et 18,
ainsi que de deux horloges 19 et 20 émettant des impulsions
à des cadences respectives c_1 et c_2 .

Le circuit 16 commande les mesures et effectue les calculs.
25 Le compteur-décompteur 17 détermine l'instant à partir
duquel le temps de retard à l'explosion est exploitable,
tandis que le compteur-décompteur 18 permet l'exploitation
de ce retard.

1 Le circuit 16 comporte trois entrées 21, 22 et 23 respecti-
vement reliées à l'autodirecteur 5, à l'horloge 19 et au
compteur-décompteur 17, ainsi qu'une entrée 24 et une sortie
25 reliées aux capteurs 5, 5', 12 et trois entrées 26, 27 et
5 28, respectivement pour les paramètres l_0 , d et T_0 . Il est
mis en oeuvre lorsque les conditions suivantes sont réunies :

- sur l'entrée 21, l'autodirecteur 5 applique un signal
indiquant qu'il fonctionne et qu'il a accroché la cible 3 ;
- sur l'entrée 22, une impulsion de l'horloge 19 est
10 présente ;
- le circuit 17 adresse une autorisation de mesure sur
l'entrée 23 ;

Le circuit 16 provoque alors successivement :

- la lecture de V_e , V_R et D sur les capteurs 5, 5' et 12 par
15 l'entrée 24 ;
- le calcul du temps de retard T_1 à la mise à feu et du
temps de retard supplémentaire t ;
- le chargement du compteur-décompteur 17 par le temps de
retard t ;
- l'autorisation de décrémenter ce compteur-décompteur 17 ;
- la mise en mémoire du temps de retard T_1 .

1 Le compteur-décompteur 17 est initialisé au nombre
d'impulsions $N_1 = \frac{t}{c_1} - 1$. Son chargement par le circuit 16
provoque l'interdiction de mesure de celui-ci par l'entrée
23. Le compteur-décompteur 17 est décrémenté de 1 à chaque
5 impulsion de l'horloge 19 (liaison 29). Lorsque son contenu
devient négatif, les opérations suivantes sont réalisées :

- initialisation du compteur-décompteur 18 (liaison 30) ;
- chargement de T_1 dans le compteur-décompteur 18 ;
- autorisation de mesure sur l'entrée 23, pour débloquer le
10 circuit 16.

Le compteur-décompteur 18 est initialisé par le compteur-
décompteur 17 à un nombre d'impulsions $N_2 = \frac{T_1}{c_2} - 1$. Il est
décrémenté de 1 à chaque impulsion de l'horloge 20 (liaison
31) dès que la fusée de proximité 8 détecte la cible 3 et
15 adresse un signal correspondant au compteur-décompteur 18
par la liaison 32. Lorsque son contenu est négatif, il y a
mise à feu de la charge explosive 10.

Le signal d'autorisation de mesure (entrée 23) est
initialisé au moment du lancement ou lors de la mise en
20 recherche de l'autodirecteur 5.

On remarquera que ce système permet de conserver la dernière
valeur de T connue si l'autodirecteur 5 perd la cible 3.
Si le calcul de T conduit à un nombre négatif, le retard
à l'explosion est alors nul après détection de la cible 3
25 par la fusée de proximité 8.

REVENDICATIONS

1 1 - Système d'arme destiné à la destruction structurale
d'une cible (3) au moyen d'une charge focalisée commandée
(10) et comportant un missile (2) porteur de ladite charge
focalisée et porteur de premiers moyens (5') susceptibles de
5 fournir la valeur de la vitesse (V_e) dudit missile (2), de
seconds moyens (5) susceptibles de fournir la valeur de la
vitesse relative (V_R) de la cible (3) par rapport au missile
(2), de troisièmes moyens (12) susceptibles de fournir
l'angle (D) entre l'axe longitudinal du missile (2) et
10 ladite vitesse relative, ainsi que de quatrièmes moyens (8)
de détection de proximité susceptibles d'indiquer l'instant
de détection d'une extrémité de ladite cible (3),
caractérisé en ce qu'il comporte des moyens de calcul (13)
qui sont montés à bord dudit missile (2) et qui, à partir
15 des valeurs de la vitesse (V_e) du missile et de la vitesse
relative cible-missile (V_R), ainsi qu'à partir dudit angle
(D) entre l'axe longitudinal du missile (2) et ladite
vitesse relative (V_R), calculent à un instant proche dudit
instant de détection fourni par lesdits quatrièmes moyens
20 (8) une durée (T ou T_1), qui est ensuite décomptée par
lesdits moyens de calcul (13) à partir dudit instant de
détection et au bout de laquelle lesdits moyens de calcul
(13) commandent ladite charge focalisée (10).

2 - Système d'arme selon la revendication 1, dans lequel
25 lesdits premiers, seconds et troisièmes moyens fournissent
leurs informations en continu,
caractérisé en ce que lesdits moyens de calcul (13)
calculent ladite durée (T ou T_1) en continu pour en fournir
une suite de valeurs et en ce que, à partir dudit instant de
30 détection fourni par lesdits quatrièmes moyens, lesdits
moyens de calcul (13) décomptent la dernière valeur de cette

1 durée disponible avant ledit instant de détection.

3 - Système d'arme selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que lesdits moyens de calcul (13) calculant ladite durée T à partir des formules suivantes :

$$5 \quad T = \frac{d + |l_0 \cos P|}{V_R \cos D} \quad \text{et} \quad \operatorname{tg} P = \frac{V_R \sin D}{V_R \cos D - V_e}$$

dans lesquelles :

T = durée décomptée à partir de l'instant de détection d'une extrémité de la cible (3) par lesdits quatrièmes moyens (8)
 10 et au bout de laquelle l'explosion de la charge focalisée est désirée pour que ses éclats atteignent une partie vulnérable prédéterminée de ladite cible (3) ;

d = distance séparant, le long de l'axe X-X du missile (2), le centre F des quatrièmes moyens (8) de détection de
 15 proximité du centre O de la charge focalisée 10 ;

l_0 = constante, homogène à une longueur, caractéristique de la cible (3) à détruire ;

V_e = vitesse du missile (2) ;

V_R = vitesse relative de la cible (3) par rapport au missile
 20 (2) ;

D = angle entre l'axe du missile (2) et V_R .

4 - Système d'arme selon l'une des revendications 1 à 3, dans lequel lesdits moyens de calcul (13) et/ou lesdits moyens de détection de proximité présentent un retard
 25 inhérent à l'explosion de ladite charge focalisée et à la

1 détection d'une cible (3), respectivement,
caractérisé en ce que, si la totalité de ces retards connus
inhérents au système est égale à T_0 , lesdits moyens de
calcul (13) adressent à la charge focalisée (10) un signal
5 de mise à feu au bout d'une durée T_1 , qui est égale à la
différence entre la durée T , au bout de laquelle l'explosion
de la charge focalisée est désirée, et la durée de retard
 T_0 .

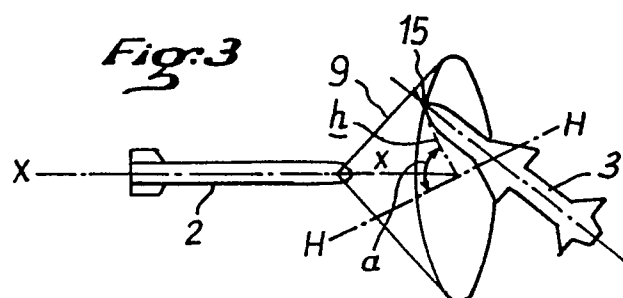
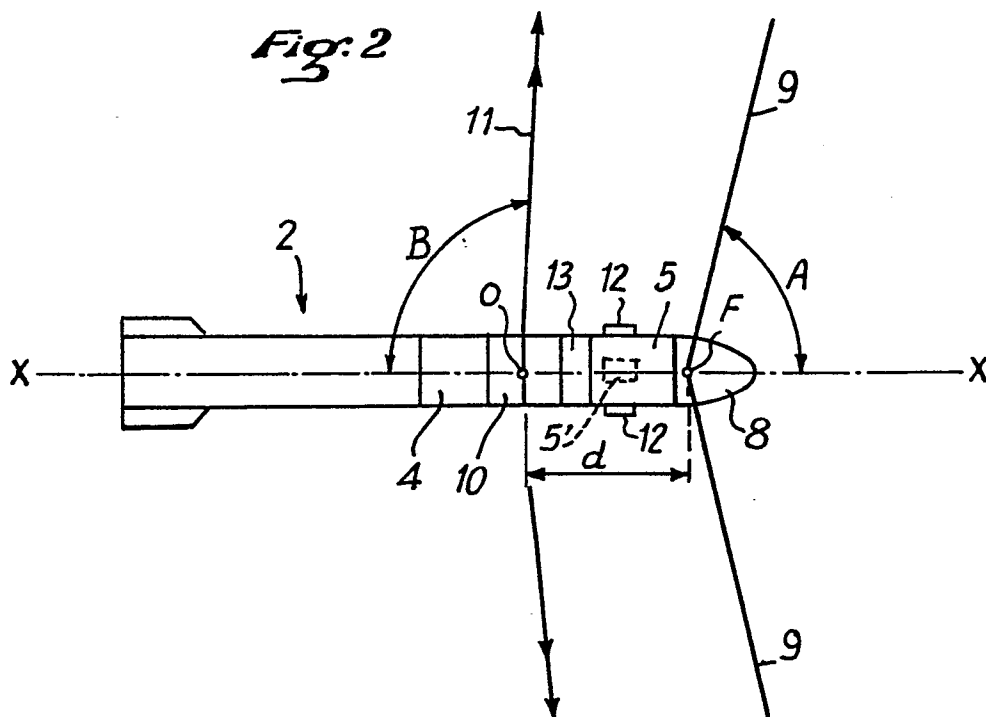
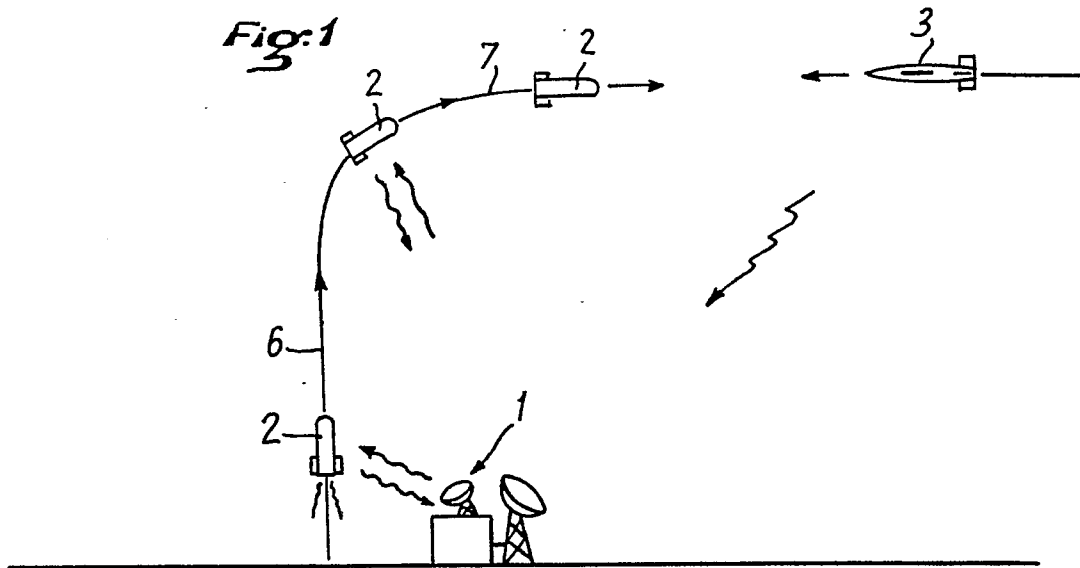
5 - Système d'arme selon la revendication 3,
10 caractérisé en ce qu'il comporte des moyens (1) susceptibles
de reconnaître le type de la cible (3) et de fournir la
constante 1_0 .

6 - Système d'arme selon la revendication 2,
caractérisé en ce que la valeur de la durée (T ou T_1)
15 applicable à un instant donné est calculée à partir de
mesures de la vitesse (V_e) du missile, de la vitesse
relative cible-missile (V) et de l'angle (D) effectuées à
un instant antérieur et en ce que lesdits moyens de calcul
(13), élaborent un temps de retard supplémentaire t qui est
20 décompté à partir de l'instant desdites mesures et dont
l'expiration permet le début du décomptage du retard (T ou
 T_1) à la mise à feu de la charge (10), dès que les moyens de
détection de proximité (8) ont détecté la cible (3).

7 - Système d'arme selon la revendication 6,
25 caractérisé en ce que ledit temps de retard supplémentaire t
est calculé par lesdits moyens de calcul (13) et est
proportionnel à l'inverse de la racine carrée de la vitesse
relative (V).

- 1 8 - Système d'arme selon l'une des revendications 6 ou 7,
caractérisé en ce que lesdits moyens de calcul (13) sont
composés d'un premier circuit (18) commandant les mesures
des différents paramètres et effectuant les calculs
5 nécessaires, d'un second circuit (19) déterminant l'instant
à partir duquel la durée de retard (T ou T_1) est exploitable
et un troisième circuit (20) permettant l'exploitation de
cette durée de retard (T ou T_1).
- 9 - Missile destiné au système d'arme spécifié sous l'une
10 quelconque des revendications 1 à 8.

1/3





Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

0161962

Numéro de la demande

EP 85 40 0715

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.4)
A	US-A-4 168 663 (H.W.KOHLER) * Colonne 1, ligne 53 - colonne 6, ligne 43; figures 1-3 *	1	F 42 C 13/00
A	US-A-3 858 207 (B.D.MACOMBER et al.) * Colonne 2, ligne 1 - colonne 3, ligne 38; figures 1,2 *	1	
A	US-A-3 933 097 (L.J.AVILA) * Colonne 1, ligne 22 - colonne 2, ligne 54; figures 1,2 *	1,5	
A	DE-A-2 527 368 (MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM GmbH) * Page 2, ligne 25 - page 4, ligne 20 *	1	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl.4)
			F 42 C
Le présent rapport de recherche a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 18-07-1985	Examineur MARCHAU M.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	