

(19)



Europäisches Patentamt  
European Patent Office  
Office européen des brevets

(11)

Numéro de publication:

**0 062 563**  
**A1**

(12)

# DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(21)

Numéro de dépôt: 82400527.6

(51)

Int. Cl.<sup>3</sup>: **F 41 G 7/22**

(22)

Date de dépôt: 23.03.82

(30)

Priorité: 01.04.81 FR 8106541

(71)

Demandeur: **SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE AEROSPATIALE** Société dite:, 37 Boulevard de Montmorency, F-75781 Paris Cedex 16 (FR)

(43)

Date de publication de la demande: 13.10.82  
Bulletin 82/41

(72)

Inventeur: **Selince, Gérard**, 32 Allée Albert Thomas, F-91300 Massy (FR)

(84)

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

(74)

Mandataire: **Rinuy, Guy et al, Cabinet Rinuy et Santarelli** 14, Avenue de la Grande Armée, F-75017 Paris (FR)

(54)

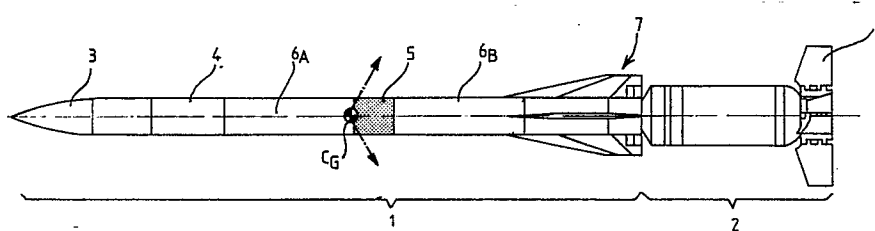
Procédé de pilotage en facteur de charge d'un missile et systèmes d'armes correspondants.

(57)

Pour permettre d'obtenir un très faible temps de réponse aux ordres même de grande amplitude on associe sur le missile (1) muni d'un accélérateur largable (2) un système de pilotage aérodynamique à haute capacité de facteur de charge (7) dit PAF avec un système de pilotage en force (5, 6A, 6B), agencé près du centre de gravité (C<sub>G</sub>) du missile, à

capacité de facteur de charge modérée mais à très faible temps de réponse dit PIF.

Un missile (1) muni d'une telle association de deux systèmes de pilotage et piloté en PIF - PAF possède toutes les performances lui permettant de neutraliser, outre les objectifs classiques, les objectifs ayant la possibilité d'attaque en vol rasant ou en fort piqué.



**EP 0 062 563 A1**

"PROCEDE DE PILOTAGE EN FACTEUR DE CHARGE  
D'UN MISSILE ET SYSTEMES D'ARMES CORRESPONDANTS".

La présente invention concerne des missiles guidés destinés à la neutralisation d'attaquants aériens plus particulièrement ceux animés d'une vitesse très élevée sur trajectoire, disposant d'une grande capacité de manoeuvre, avec approche d'attaque finale possible soit en vol rasant, soit en très fort piqué.

D'une façon générale une cible est plus particulièrement caractérisée par son déplacement : vitesse, direction, manoeuvrabilité, trajectoire. La cible peut être atteinte par un missile guidé selon une loi de guidage (guidage par alignement, guidage proportionnel...), qui amène le missile d'autant plus près de la cible que celle-ci se déplace d'une façon lente et régulière. Dans le cas d'une cible aérienne, plus l'explosion sera proche de l'objectif, plus la charge militaire pourra être faible à probabilité donnée de destruction dudit objectif.

Une erreur de fin de course doit être compensée par une manoeuvre finale du pilotage du missile vers la cible.

Ainsi les facteurs de charge, en particulier au voisinage de l'interception, doivent être d'autant plus importants et les temps de réponse d'autant plus courts, que les performances de manoeuvrabilité-évasion de la cible sont grandes.

Dans le concept des armes nouvelles, une cible offensive type, représentant une menace particulièrement difficile à neutraliser, est constituée par un missile supersonique extrêmement manoeuvrant et effectuant une approche finale en fort piqué ou en vol rasant. Dans ce cas en effet, la découverte tardive du missile hostile exige une neutralisation au plus tôt afin d'assurer la sécurité du site à protéger.

Actuellement l'assaut de tels agresseurs est difficile à contrer par les systèmes défensifs connus. Un

missile défensif à pilotage aérodynamique classique guidé en navigation proportionnelle ne peut intercepter de tels agresseurs que s'il est équipé d'une charge militaire très importante.

5                   On peut certes utiliser une loi de guidage très performante, telle qu'appliquée dans des systèmes d'arme connus, mais leur efficacité dépend de la connaissance du temps restant à parcourir avant l'interception de l'objectif qui, en ambiance brouillée, ne peut être évaluée avec la  
10   précision nécessaire au résultat recherché. Ce type de loi fait, de plus, très schématiquement appel à une extrapolation au deuxième ordre du mouvement de l'objectif et elle est de ce fait prise à défaut si la cible effectue des variations rapides de mouvement avec une période aléatoire de  
15   valeur moyenne égale à quelques constantes de temps du missile guidé défensif. La distance de passage obtenue peut même être alors supérieure à celle qui résulterait d'une loi de guidage proportionnelle simple ce qui conduit à choisir là encore une charge militaire de masse importante.

20                   Il convient donc de compenser l'insuffisance du guidage selon les critères ci-dessus, en accroissant la manoeuvrabilité du missile défensif, autant dire en accroissant le facteur de charge et surtout en réduisant le temps de réponse dudit missile défensif.

25                   Dans un missile à pilotage aérodynamique classique, assuré par prise d'incidence, la constante de temps liée à la réponse aérodynamique est toujours importante, de l'ordre de quelques dixièmes de secondes. Ce type de pilotage est ci-après désigné "PAF".

30                   Les gouvernes provoquant cette prise d'incidence sont soit de type aérodynamique, soit à gouvernes dans le jet du propulseur principal, soit encore par des jets auxiliaires latéraux alimentés à partir du propulseur principal ou d'éléments indépendants.

35                   Par ailleurs un temps de réponse de quelques centièmes de seconde peut être obtenu par l'utilisation de forces passant pratiquement par le centre de gravité, ces forces

pouvant être acquises aérodynamiquement ou par jets latéraux. Dans ce cas, il y a peu ou pas prise d'incidence aérodynamique mais déplacement direct du centre de gravité.

Un tel mode de pilotage connu sous la dénomination de pilotage en force, ci-après désigné "PIF", apporte essentiellement une très grande rapidité de réponse.

L'invention consiste essentiellement en une association du pilotage aérodynamique "PAF", apportant en particulier un facteur de charge élevé avec le pilotage "PIF" qui procure d'une part une grande rapidité de réponse et qui permet par ailleurs de relever notablement la manoeuvrabilité totale du missile.

Cette invention permet, en combinaison avec de nombreux dispositifs connus, la définition de divers systèmes d'arme nouveaux, susceptibles notamment d'assurer la destruction d'un aérodyne supersonique à très forte manoeuvrabilité effectuant une approche en vol rasant ou sous un très fort angle de piqué.

Un premier système d'arme selon l'invention consiste à éjecter à la verticale un missile avec son accélérateur éteint, à le basculer dans la direction de la cible en utilisant le système de pilotage "PIF", à allumer l'accélérateur pour porter le missile à très grande vitesse puis, dès fin de combustion dudit accélérateur, le centre de gravité du missile restant désormais fixe, à pouvoir utiliser le pilotage "PIF - PAF".

Un second système d'arme consiste à larguer le missile à partir d'un aérodyne et à utiliser ses dispositifs particuliers pour effectuer un ralliement rapide en direction de l'objectif.

L'invention sera de toutes manières bien comprise dans la suite du texte qui va donner, à titre d'exemple non limitatif et à l'appui des dessins annexés, la description du système d'arme dit "Sol-Air-Naval" (SAN) d'auto-défense des bâtiments de surface.

Sur ces dessins :

- La figure 1 représente une vue schématique du missile sur laquelle on voit ses moyens de pilotage aérodynamiques "PAF", ses moyens de pilotage en force "PIF" et son accélérateur qui est largable dans le cas présent.
- 5 - La figure 2 représente une vue schématique montrant le déroulement de l'interception, par le système d'arme "SAN", d'une cible rapide affectée d'une très grande manoeuvrabilité.
- La figure 3 représente une vue schématique montrant l'interception de cibles conventionnelles.
- 10 - La figure 4 met en évidence des courbes représentatives des performances de missile "SAN" pendant l'interception d'une cible.
- La figure 5 représente un schéma montrant, à titre d'exemple, la réalisation d'un pilote automatique "PIF - PAF".
- 15

Conformément à l'invention, le missile selon la figure 1 comporte à la manière habituelle, un pilote automatique trois axes. La détection de la cible est effectuée sur le site (par exemple : un radar de veille 11A sur un bâtiment de surface 11 qui donne la situation de la cible en site, gisement et distance) et les éléments traités sont communiqués audit missile.

20

Il s'est avéré que, pour certaines cibles à vitesses supersoniques, extrêmement agiles et effectuant une approche rasante, leur détection tardive exige leur destruction au plus tôt afin d'assurer la sécurité du site protégé.

25

Au niveau du missile ceci implique une vitesse moyenne sur trajectoire élevée, une grande capacité de manoeuvre, une distance de passage faible associée à une charge militaire capable d'assurer la neutralisation de l'objectif.

30

Malheureusement, il est connu que les missiles actuels guidés en navigation proportionnelle ne répondent pas à ces critères sauf s'ils sont équipés d'une charge militaire très importante. En effet, ils sont pris en défaut par la haute capacité de manoeuvre de la cible et son faible temps de réponse.

35

Dans le but de remédier à ces difficultés, l'invention propose d'associer à un missile comportant un moyen de pilotage aérodynamique à fort facteur de charge dit "PAF", un mode de pilotage en force dit "PIF", cedit mode de pilotage comportant des moyens produisant des forces passant près du centre de gravité tel que cela est suggéré par l'examen de la figure 1.

Il est à noter que ces derniers moyens peuvent être de différentes natures et résulter soit d'action aérodynamiques par gouvernes, soit de jets.

C'est ainsi que sur le schéma de la figure 1, les références 1 et 2 désignent respectivement le missile et son accélérateur largable. Le missile 1 comprend : un auto-directeur 3 ; des équipements de pilotage et de guidage 4 ; un mode de pilotage en force "PIF" comprenant lui-même un dispositif de déviation de jets 5 produisant des forces passant près du centre de gravité  $C_G$  et les dispositifs propulseurs  $6_A$  et  $6_B$  aménagés au voisinage du dispositif de déviation 5 de façon que le déplacement connu du centre de gravité  $C_G$  soit très faible pendant la propulsion du propergol ; un ensemble aile et gouvernes aérodynamiques "PAF" portant la référence générale 7. La référence 8 désigne le stabilisateur déployable en l'occurrence de l'accélérateur largable 2.

Ce nouveau procédé de pilotage en facteur de charge d'un missile permettant d'obtenir un très faible temps de réponse aux ordres même de grandes amplitudes ressort donc de l'association d'un système de pilotage aérodynamique à forte capacité de facteur de charge avec un système de pilotage en force passant près du centre de gravité à capacité de facteur de charge modéré mais à très faible temps de réponse.

Une telle association est caractérisée par l'équation ci-après :

$$\Gamma_{ex} = \underbrace{\left\{ G(p) \cdot C_G \right\}}_{\Gamma_1} + \underbrace{\left\{ F(p) \left\{ 1 - G(p) \right\} \right\}}_{\Gamma_2} O_g$$

dans laquelle on désigne par :

- Og . l'ordre de guidage
- F(p) . la fonction de transfert PIF
- G(p) . la fonction de transfert du PAF
- 5  $\Gamma_{ex}$  . l'accélération totale exécutée par le missile
- $\Gamma_1$  . l'accélération "PIF"
- $\Gamma_2$  . l'accélération "PAF"

et qui est mise en oeuvre par l'application de ladite équation.

10 La figure 4 représente schématiquement l'évolution des caractéristiques principales : vitesse V, facteur de charge n et distance parcourue X, en fonction du déroulement séquentiel du vol du missile selon ses divers modes de fonctionnement découpés en phase I, II, III, IV et V respectivement définies comme suit :

- 0 t1 : lancement vertical du composite 1+2, à faible vitesse (phase I), basculement du composite (phase II)
- t1 t2 : phase III : accélération par l'allumage de l'accélérateur 2
- 20 - t2 t3 : phase IV : missile 1 piloté en "PIF-PAF", le centre de gravité est pratiquement fixe
- t3 → : phase V : missile 1 piloté en "PAF" seul

Il apparaît maintenant clairement, sur cette figure 4, que c'est essentiellement durant la phase IV (t2 t3) que le missile 1 possède toutes les performances lui permettant de neutraliser, outre les objectifs classiques, les objectifs qui ont les meilleures performances connues c'est-à-dire possibilité d'attaque en vol rasant ou fort piqué, grande manoeuvrabilité ou encore évasives aléatoires, donc les objectifs qui risquent d'être détectés le plus tardivement.

Il apparaît également sur cette figure 4 que, par le fait du pilotage "PAF", le missile 1 reste capable, au cours de la phase V au-delà de t3, d'attaquer des cibles classiques plus lointaines.

Ceci est illustré sur les figures 2 et 3 où l'on voit respectivement un objectif 10, de hautes performances, attaqué pendant la phase IV (figure 2) ou bien des objectifs moins performants mais plus lointains tels qu'hélicoptère 13 ou avion 12 attaqué pendant la phase V (figure 3).

Il est évident que les objectifs 12 ou 13 pourraient, a fortiori, être neutralisés pendant la phase IV.

Selon une première mise en oeuvre de l'invention (figure 2) dans un système d'arme comportant un lancement vertical et un basculement dans une phase 1, le composite 1+2, ensemble missile et accélérateur éteint, est éjecté d'un site 11 à une vitesse de l'ordre de quelques dizaines de mètres/seconde par exemple à l'aide d'un générateur de gaz associé au tube de lancement 11<sub>B</sub>.

Quelques dixièmes de seconde après ce lancement vertical (phase I) le premier régime de pilotage en force "PIF" est initié, permettant de réaliser, dans la phase II, le basculement dudit ensemble en quelques dixièmes de seconde.

Dans la phase III, l'accélérateur est allumé provoquant l'accélération du missile jusqu'à environ 1000 m/s.

A la fin de la combustion de l'accélérateur, le centre de gravité reste alors pratiquement fixe. L'accélérateur est largué dans le cas présent.

Pendant ces phases II et III l'autodirecteur commence sa recherche de la cible 10 et, en cas d'accrochage avant la fin de la phase d'accélération III, une première correction d'orientation du missile est alors réalisée grâce au "PIF".

Enfin, dans la phase IV, le missile 1, qui est alors en grande vitesse légèrement accélérée et est contrôlé par le pilotage "PIF-PAF", effectue :

- si l'autodirecteur n'a pas encore accroché, un préguidage recalé à partir du site de lancement tel que le bâtiment de surface 11



- si l'autodirecteur est accroché, son guidage en navigation proportionnelle en direction de la cible 10.

Dans le cas d'une cible 10 à très basse altitude, la trajectoire dans le plan vertical est effectuée en léger piqué afin d'éviter certains effets possibles tel que l'effet "d'image" sur la mer par exemple.

Le pilotage du missile est assuré de la manière suivante :

Après les quelques dixièmes de seconde de vol libre suivant l'éjection à la verticale, le missile est pris en charge par le pilote automatique qui comporte trois modes de fonctionnement.

Selon le premier mode qui vise le pilotage du composite 1+2 pendant les phases de basculement et d'accélération, le contrôle en lacet et en tangage est assuré par le premier niveau de fonctionnement du "PIF", c'est-à-dire avec action dudit dispositif "PIF", décalée par rapport au centre de gravité.

Dans le deuxième mode, qui est le pilotage de croisière, le pilote automatique en lacet/tangage est un asservissement en facteur de charge à performances dynamiques élevées. Il comporte un pilote aérodynamique classique, type "PAF", de constante de temps de l'ordre de quelques dixièmes de seconde, associé, conformément à l'invention, à un pilotage en force, type "PIF", au centre de gravité, cette fois pratiquement fixe, dont le temps de réponse est alors très faible, de l'ordre du centième de seconde.

Ainsi, selon l'invention, sont autorisés :

- une manoeuvrabilité élevée de l'ordre de 50g, somme de la forte capacité de manoeuvre du "PAF" et de celle du pilotage en force "PIF" associée à un très faible temps de réponse de l'ordre du centième de seconde et ce dans tout le domaine de l'utilisation.
- un temps de réponse voisin de celui du "PIF" pour les commandes types susceptibles de solliciter le pilote automatique.

En définissant un type d'association préférée, il est possible d'indiquer ci-après un principe bien adapté au problème de l'autoguidage.

Si l'on désigne :

- 5        -  $O_g$  l'ordre de guidage (m/s<sup>2</sup>)
- $F(p)$  la fonction de transfert du "PIF"
- $\Gamma_1$  l'accélération exécutée par le "PIF"
- $G(p)$  la fonction de transfert du "PAF"
- $\Gamma_2$  l'accélération exécutée par le "PAF"
- 10       -  $\Gamma_{ex}$  l'accélération totale exécutée par le missile

La fonction de transfert, dans le domaine linéaire s'écrira alors :

$$\frac{\Gamma_{Ex}}{O_g} = F(p) + G(p) - F(p) \cdot G(p)$$

15       soit, en admettant à titre d'exemple,

$$F(p) = \frac{1}{1+0,01p} \quad ., \quad G(p) = \frac{1}{1+0,1p}$$

une fonction de transfert du pilote "PIF-PAF" :

$$20 \quad \frac{F_{ex}}{O_g} = \frac{1 + 0,11 p}{1+0,11p + 0,001 p^2}$$

Ainsi il peut être démontré que le temps de réponse du pilote est légèrement plus faible que celui de chacun de ses composants tout en restant toutefois assez voisin de celui du plus rapide.

En d'autres termes, on voit que physiquement le "PIF" travaille en vernier sur l'erreur d'exécution du "PAF" et qu'en présence d'un ordre constant et après un délai égal au temps de réponse du "PAF", le "PIF" est entièrement disponible pour exécuter rapidement une nouvelle action.

Le troisième mode, qui correspond au pilotage en vol libre, après arrêt du dispositif "PIF", devient du type aérodynamique classique. Le dispositif "PIF" peut être ultérieurement réactivé.

Le guidage proprement dit comporte un préguidage et un autoguidage.

Le préguidage est inertiel, effectué à partir des informations du centre, éventuellement recalées en vol chaque seconde, et des données d'une centrale de type "strap-down" par exemple.

5 Il comporte deux étapes, l'une de basculement pendant lequel on réalise un asservissement en assiette contrôlé par le dispositif "PIF", l'autre d'accélération pendant laquelle le missile toujours contrôlé par le dispositif "PIF" est dirigé vers un point intermédiaire entre le but  
10 actuel et le but futur.

L'autoguidage commence dès après l'opération de largage de l'accélérateur ce qui nécessite environ 0,1 seconde. La loi de guidage est une navigation proportionnelle pure de coefficient environ 4 avec correction de la décélé-  
15 ration du missile dans la phase de vol non perturbée.

Selon la figure 5, le schéma représente un dispositif de pilotage possible "PIF - PAF" d'un missile 19. Il est constitué :

- 20 - d'un pilote aérodynamique classique en facteur de charge dit "PAF" et comprenant par exemple un accéléromètre 20, un gyromètre 18 et une intégration 1/p.21. (p étant le symbole de LAPLACE)
- 25 - d'un dispositif du pilotage en force dit "PIF" 17 à faible temps de réponse tel que déviateur de jets, impulseurs... et de son dispositif de commande 16
- 30 - d'un simulateur 15 du comportement du "PIF" pouvant recevoir des informations de 16, 18, 20 et du capteur de pression 14 s'il s'agit d'un "PIF" utilisant un propulseur ou un générateur de gaz.

L'ordre de guidage augmenté de la sortie du mo-  
dèle 15 sert d'entrée au pilote aérodynamique. L'erreur  
35 d'asservissement du pilote aérodynamique sert d'entrée à la fois au dispositif 16 de commande du "PIF" et à son simulateur de fonctionnement 15.

En d'autres termes, le "PIF" travaille en vernier sur l'erreur du "PAF" ce qui permet d'obtenir un dispositif d'ensemble dont la capacité de manoeuvre est la somme de la capacité de manoeuvre des dispositifs partiels et dont le  
5 temps de réponse est voisin du temps de réponse du dispositif partiel le plus rapide.

Il est clair de constater que l'invention peut être mise en oeuvre dans un système d'arme devant assurer la protection autonome d'un bâtiment de surface.

10 Il est évident de voir qu'elle pourrait de même être mise en oeuvre dans tout autre système d'arme comportant une plateforme de lancement quelconque fixe, mobile ou semi-mobile.

L'invention n'est pas limitée à la forme de réalisation décrite mais peut au contraire inclure toutes autres variantes qui entreraient dans son cadre, lequel est  
15 défini dans les revendications qui suivent.

REVENDICATIONS

1. Procédé de pilotage en facteur de charge d'un missile permettant d'obtenir un très faible temps de réponse aux ordres mêmes de grande amplitude caractérisé en ce qu'il consiste à associer :

- 5 - un système de pilotage aérodynamique à forte capacité de facteur de charge ( 7) dit "PAF",
- un système de pilotage en force (5, 6A, 6B) près du centre de gravité ( $C_G$ ) à capacité de facteur de charge modérée mais à très faible
- 10 temps de réponse dit "PIF",

ladite association étant telle que sa réponse d'ensemble à un ordre soit alors donnée par l'équation :

$$\Gamma_{ex} = \frac{\{G(p) \cdot O_g\}}{\Gamma_1} + \frac{\{F(p) \{1 - G(p)\}\} O_g}{\Gamma_2}$$

15 dans laquelle on désigne par :

$O_g$  . l'ordre de guidage

$F(p)$  . la fonction de transfert du "PIF"

$G(p)$  . la fonction de transfert du "PAF"

- 20  $\Gamma_{ex}$  . l'accélération totale exécutée par le missile,  $\Gamma_2$  l'accélération "PAF" et  $\Gamma_1$  l'accélération "PIF",
- et où l'on distingue la réponse habituelle du pilote automatique aérodynamique  $G(p)O_g$ . à laquelle s'ajoute la réponse du "PIF",  $F(1-G) O_g$  travaillant sur l'erreur
- 25  $1-G(p) O_g$  du "PAF" de telle sorte que, en plus et en présence d'un ordre constant et après un délai égal au temps de réponse au "PAF", le "PIF" soit entièrement disponible pour effectuer une nouvelle action.

2. Dispositif pour l'application du procédé à un système d'armes selon la revendication 1 caractérisé

30 en ce qu'il comporte la mise en oeuvre :

- d'un moyen d'éjection du missile à la verticale ( $11_B$ )
- d'un moyen de mise en régime du pilotage en
- 35 force ( 5, 6A, 6B) "PIF", ce qui autorise le.

basculement par le fait de la position décalée du centre de gravité ( $C_G$ ) avant combustion complète de l'accélérateur

- 5       - d'un moyen d'accélération (2) du missile (1) qui est pendant cette phase contrôlé par le dispositif du "PIF"
- 10       - d'un moyen de recherche (3) de la cible (10) produisant en cas d'accrochage avant la fin de la phase d'accélération, une première correction d'orientation du missile (1) par le "PIF"
- 15       - d'un moyen de contrôle "PIF - PAF" qui effectue :
  - un préguidage recalé si l'autodirecteur (3) n'a pas accroché
  - 15       • un guidage (4) en direction de la cible (10) utilisant le pilotage "PIF - PAF" au moins au voisinage de ladite cible (10)
  - d'un moyen permettant d'utiliser le "PAF" après usage du "PIF" s'il y a lieu.
- 20       3. Dispositif de pilotage pour l'application du procédé selon la revendication 1 caractérisé en ce que les systèmes de pilotage aérodynamique "PAF" et en force "PIF" comportent les éléments ci-après :
  - 25       - un pilote aérodynamique classique en facteur de charge incluant par exemple un accéléromètre (20), un gyromètre (18) et un dispositif d'intégration (21),
  - 30       - un pilote en force à faible temps de réponse (17) et son dispositif de commande (16)
  - 35       - un simulateur (15) du comportement du pilote en force pouvant recevoir les informations du dispositif de commande en force (16), du gyromètre (18), de l'accéléromètre (20) et d'un capteur (14), l'agencement desdits éléments étant tels que l'ordre de guidage augmenté de la sortie du simulateur (15) sert d'entrée au

pilote aérodynamique et l'erreur d'asservissement du pilote aérodynamique sert d'entrée à la fois aux dispositifs de commande (16) du dispositif "PIF" et à son simulateur de fonctionnement (15).

Fig. 1

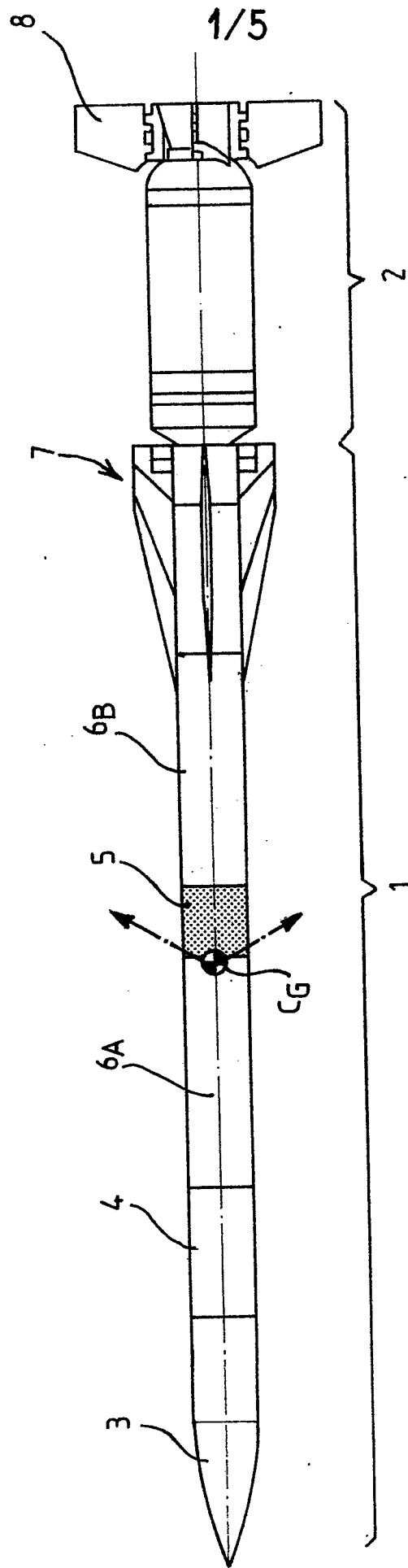
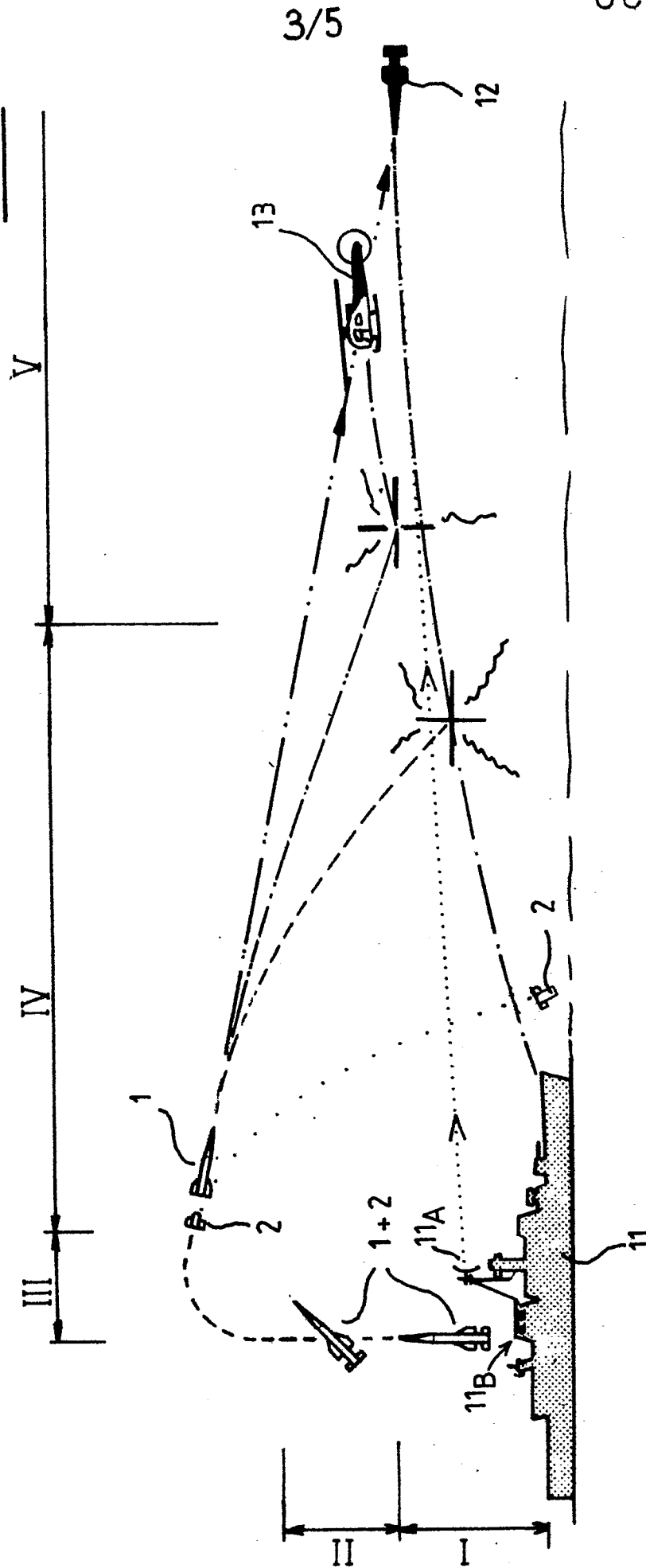
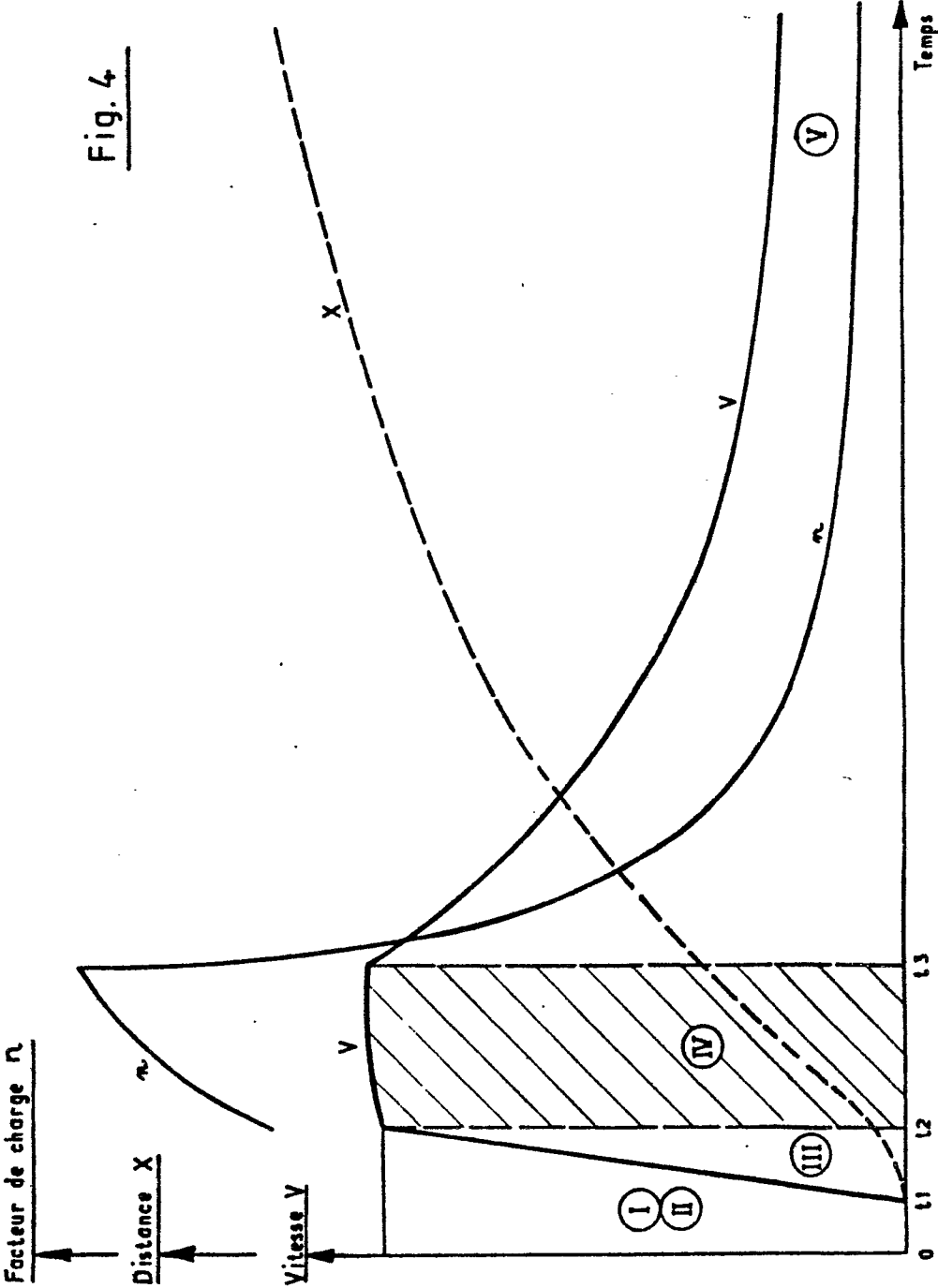


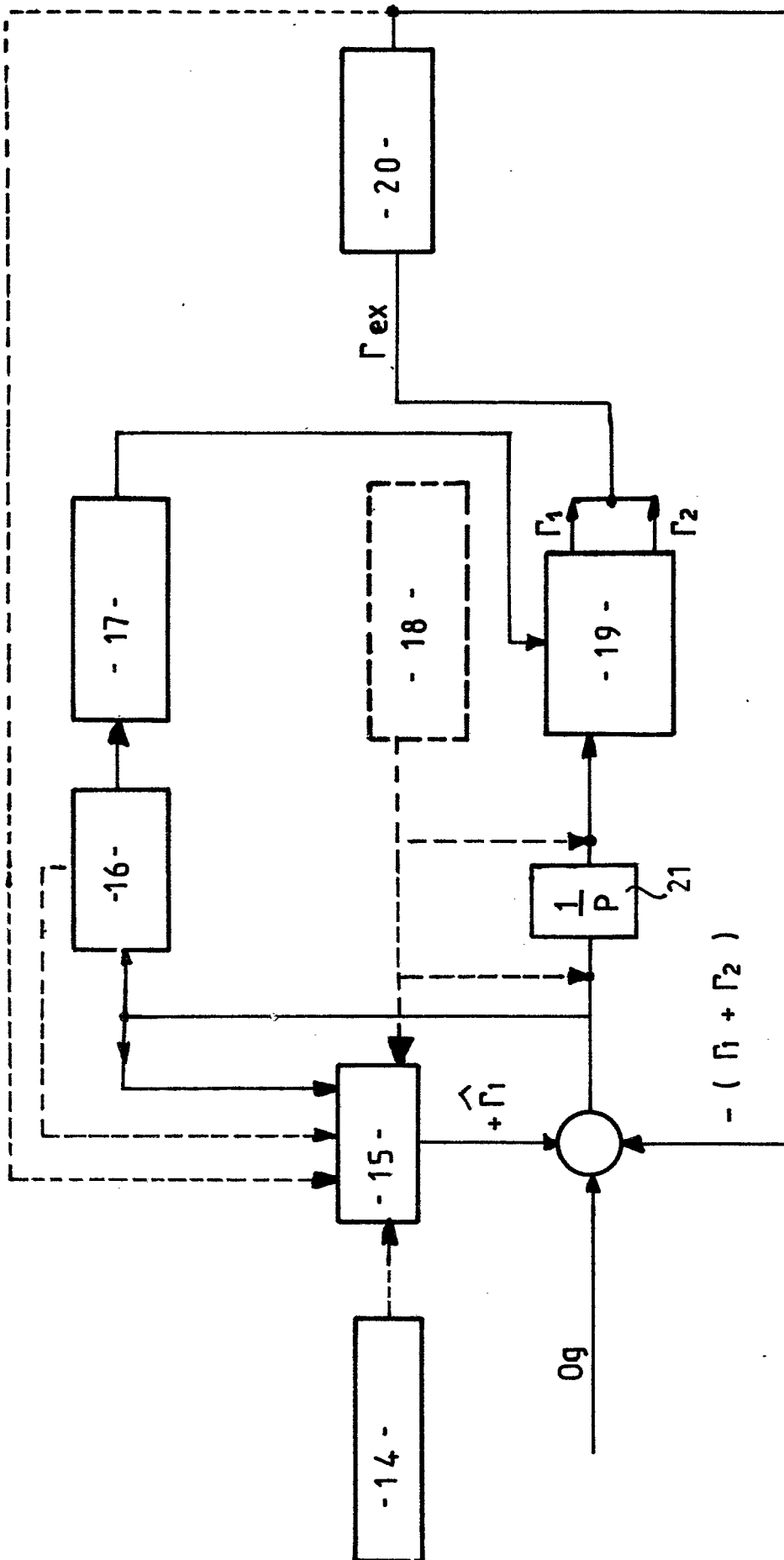




Fig 3





Fig. 5



Office européen  
des brevets

## RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

0062563

Numéro de la demande

EP 82 40 0527

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. 3)
A	FR - A - 2 226 066 (BODENSEEWERK)  * page 1, ligne 32 à page 2, ligne 11 *  ---		F 41 G 7/22
A	FR - A - 2 230 958 (MESSERSCHMITT-BOLKOW)  * en entier *  --		
A	US - A - 3 695 555 (W.R. CHADWICK)  * en entier *  --		
A	US - A - 4 198 015 (R.E. YATES et  * en entier *  --		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl. 3)
A	US - A - 3 072 365 (A.B. LINSOTT et al.)  * en entier *  -----		F 41 G
Le présent rapport de recherche a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche La Haye		Date d'achèvement de la recherche 16-06-1982	Examineur CHAIX DE LAVARENE
<b>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</b> 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			