

12

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

21 Numéro de dépôt: **86402491.4**

51 Int. Cl.: **F41G 7/22**

22 Date de dépôt: **07.11.86**

30 Priorité: **18.11.85 FR 8517009**

43 Date de publication de la demande:
15.07.87 Bulletin 87/29

64 Etats contractants désignés:
DE ES GB IT NL SE

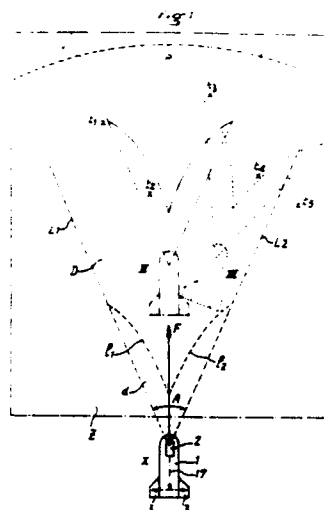
71 Demandeur: **Société Nationale Industrielle
 Aérospatiale Société anonyme dite:**
37 Bld de Montmorency
F-75016 Paris(FR)

72 Inventeur: **Leveque, Michel**
6, Villa des Voisinoux
F-92190 Meudon(FR)
 Inventeur: **Guivarch, Jean-Paul**
13, Allée des Orchidées
F-92220 Bagneux(FR)
 Inventeur: **Appriou, Alain**
3 rue de la Trule-qui-File
Saclay F-91400 Orsay(FR)
 Inventeur: **Le Chevalier, François**
29 bis rue Ravon
F-92340 Bourg-la-Reine(FR)
 Inventeur: **Barthelemy, Régis**
25, Résidence Tournemire
F-91940 Les Ulis(FR)

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

54 **Système pour le guidage automatique d'un missile et missile pourvu d'un tel système.**

57 -Système de guidage multicible pour missile.
 -Selon l'invention, le système (2) est pourvu
 d'une antenne à balayage électronique ; il effectue
 un classement des cibles par ordre de priorité et
 oriente le missile (1) par commande des gouvernes -
 (3) vers la cible la plus prioritaire. Pendant le clas-
 sement, le système (2) fait varier la direction d'a-
 vance dudit missile pour conserver le plus long-
 temps possible lesdites cibles dans son domaine
 d'action D.



EP 0 228 925 A1

Système pour le guidage automatique d'un missile et missile pourvu d'un tel système.

La présente invention concerne un système pour le guidage automatique d'un missile, du type autodirecteur électromagnétique actif. Quoique non exclusivement, elle est particulièrement appropriée aux missiles air-mer ou mer-mer.

On connaît déjà des autodirecteurs électromagnétiques actifs permettant le guidage automatique d'un missile en direction d'une cible, notamment marine. Ces autodirecteurs connus utilisent deux voies de mesure exploitant des signaux issus d'une antenne à balayage mécanique, afin de délivrer au missile un signal d'écartométrie lui permettant d'asservir sa trajectoire en direction d'une cible détectée. Cette phase de poursuite automatique de la cible est en général précédée d'une phase de recherche permettant à l'autodirecteur de détecter le ou les échos présents dans son domaine de recherche et éventuellement d'effectuer un choix rapide de ces échos, en fonction de critères simples, tels que par exemple l'amplitude ou la largeur de ceux-ci. Pendant cette phase de recherche, aucun ordre de guidage n'est envoyé au missile, de sorte que cette phase doit être courte (en général, inférieure à 1 seconde), ce qui ne permet donc pas une analyse parallèle et permanente de tous les échos présents dans le domaine de recherche et donc une classification fine de ces échos et des cibles potentielles.

Ainsi, le guidage des missiles par les autodirecteurs électromagnétiques actifs connus se fait par asservissement du missile sur une cible donnée. Une fois que ledit missile est asservi sur ladite cible, il ne peut plus être dirigé vers une autre cible sans qu'apparaisse le risque de manquer, d'une part, la cible vers laquelle était dirigé en premier lieu le missile puisqu'il en est volontairement détourné pour être dirigé au dernier moment sur une autre et, d'autre part, la dernière cible indiquée, car celle-ci aura été désignée trop tardivement par l'autodirecteur.

La présente invention a pour objet de perfectionner les autodirecteurs actifs afin de leur permettre d'analyser finement un champ de cibles, comportant éventuellement des leurres et des brouilleurs, et de choisir la cible la plus prioritaire.

A cette fin, selon l'invention, le système pour le guidage d'un missile destiné à atteindre une cible choisie parmi plusieurs cibles se trouvant dans une région géographique où elles peuvent se déplacer, ce système comportant des moyens d'observation explorant un domaine d'action dont les limites latérales sont déterminées par les possibilités d'exploration desdits moyens d'observation et par les possibilités de manoeuvres dudit missile et dont la limite en profondeur est au plus égale à la portée

maximale desdits moyens d'observation, ainsi que des moyens de calcul pour le traitement des informations délivrées par lesdits moyens d'observation, ledit missile étant pourvu de commandes de direction contrôlables par lesdits moyens de calcul, est remarquable :

-en ce que lesdits moyens d'observation sont du type à antenne à balayage électronique et explorent successivement et en permanence la totalité d'une pluralité de zones élémentaires subdivisant fictivement la partie de ladite région géographique recouverte à chaque instant par ledit domaine d'action ;

-en ce que lesdits moyens de calcul sont associés à des moyens de mémoire dans lesquels sont préenregistrées les images électroniques de cibles potentielles classées par ordre de priorité décroissante ;

-en ce que lesdits moyens de calcul déterminent les positions des cibles se trouvant à chaque instant dans ledit domaine d'action ;

-en ce que lesdits moyens de calcul agissent sur les commandes de direction dudit missile pour faire glisser ledit domaine d'action par rapport à ladite région géographique afin de retarder la sortie, hors du domaine d'observation, d'au moins certaines des cibles atteignant les limites latérales de celui-ci ;

-en ce que lesdits moyens de calcul effectuent en continu la classification des cibles se trouvant dans ladite région géographique en comparant les images électroniques de celles-ci fournies par lesdits moyens d'observation avec lesdites images préenregistrées ; et

-en ce que lesdits moyens de calcul agissent finalement sur lesdites commandes de direction pour guider ledit missile vers la cible de plus grande priorité déterminée par ladite classification.

Ainsi, grâce à la cadence élevée du balayage d'une antenne électronique et au retard apporté à la sortie des cibles hors du domaine d'observation, le système conforme à la présente invention permet de bénéficier d'un temps optimal (malgré la vitesse souvent élevée du missile) pour procéder à la détection et à la classification fine des cibles par comparaison avec les images électroniques enregistrées et de diriger le missile vers la cible la plus prioritaire.

De préférence, afin d'alléger au maximum le travail de calcul, préalablement à la détermination des trajectoires suivies par les cibles, lesdits moyens de calcul effectuent une préclassification des cibles par ordre d'importance. Cette

préclassification peut par exemple être réalisée au moyen de l'amplitude des échos renvoyés par lesdites cibles et elle permet de ne déterminer les positions que des cibles les plus importantes.

Afin de n'établir qu'une seule liaison hyperfréquence entre ladite antenne et le reste du système de guidage, il est avantageux que ce dernier comporte un émetteur hyperfréquence commandé par lesdits moyens de calcul et alimentant ladite antenne par l'intermédiaire d'un circulateur, qui, par ailleurs, adresse auxdits moyens de calcul les signaux reçus desdites cibles par ladite antenne. Il est également avantageux que l'exploration de ladite antenne soit commandée par lesdits moyens de calcul.

L'antenne à balayage électronique peut être du type décrit dans les brevets FR-A-2 400 781, FR-A-2 494 870 et EP-A-0 039 702. Elle peut être :

- soit du type monoplan,
- soit du type monoplan, mais comportant en plus un dispositif mécanique de découplage de la position de l'antenne en site des mouvements du missile,
- soit du type à deux plans permettant de découpler électroniquement le faisceau des mouvements du missile en site.

L'exploration par l'antenne est de préférence effectuée suivant un processus pseudo-aléatoire, permettant de s'affranchir de certains brouilleurs.

Pour chaque position d'antenne, le système selon l'invention émet un signal hyperfréquence - (une impulsion étroite par exemple) et ensuite il numérise l'amplitude du signal de retour après détection, et éventuellement intégration. A ce niveau, il est avantageux de faire précéder l'étage numériseur d'un amplificateur logarithmique, afin de réduire le nombre de bits nécessaires, compte tenu de la dynamique souhaitée.

Le système procède donc en permanence à la confection de cartes radar, en quantifiant l'amplitude du signal reçu de chaque zone élémentaire.

Un traitement numérique, tel que celui décrit dans les brevets FR-A-2 402 971 et FR-A-2 494 870, permet alors, balayage après balayage, d'établir des pistes caractérisées par leur énergie et correspondant à une évolution maximale possible des cibles d'un balayage à l'autre.

En parallèle, le signal reçu autour des pistes ainsi créées est exploité plus finement : on calcule les fonctions d'autocorrélation des réponses en amplitude obtenues dans des zones élémentaires successives et comparées suivant des lois mathématiques, à des fonctions caractéristiques obtenues par apprentissage, notamment à partir, soit de cibles réelles, soit de mesures faites sur maquettes et extrapolées, ou bien encore par des méthodes reposant sur une modélisation mathématique des cibles.

A cet effet, par exemple, avec un radar présentant des caractéristiques (fréquence, résolution, distance etc...) identiques ou aussi proches que possible de celles desdits moyens d'observation du missile, on enregistre des réponses impulsionnelles de cibles réelles, éventuellement suivant différentes présentations (en attitude) et on fait subir ultérieurement auxdites réponses impulsionnelles des traitements d'autocorrélation comparables à ceux qui seront effectués par l'autodirecteur. Les résultats de ce traitement constituent les images électroniques préenregistrées.

Pour obtenir ces images, on peut également reconstituer lesdites cibles sous forme de maquettes à échelle réduite et on effectue des mesures du type mentionné ci-dessus en chambre anéchoïde à fréquence transposée (dans le rapport de réduction des maquettes).

Une classification des cibles et des leurres, suivant leur probabilité d'être la cible désignée, est ainsi effectuée.

Le type de balayage continu réalisé par l'invention, associé au guidage multicible, présente de nombreux avantages par rapport aux autodirecteurs connus à ce jour, à savoir :

- la sensibilité de détection des échos est meilleure, car l'antenne revient en permanence dans toutes les directions du domaine de recherche, permettant ainsi une intégration plus longue des signaux. Ceci est particulièrement avantageux dans le cas de cibles marines, car le spectre de fluctuation de ces dernières s'étend à des valeurs très basses (quelques dixièmes de Hertz) ;

- l'analyse et la classification parallèle et continue de tous les échos du domaine permet de n'en négliger aucun à priori, tout en disposant de temps d'analyse importants (ce qui est utile compte tenu du spectre de fluctuation évoqué ci-dessus). Ceci est particulièrement avantageux dans le cas de tirs à grande distance, pour lesquels les erreurs sur la désignation d'objectif d'une part, et les imprécisions du vol inertiel d'autre part, font que la cible désignée peut être située de façon aléatoire dans tout le domaine de recherche affiché ;

- face aux brouilleurs et à leur système d'écoute associé, le fait que l'éclairage de la cible soit intermittent, peut retarder et même empêcher la réponse d'un brouilleur.

Par ailleurs, le fait de disposer à tout instant d'un maximum d'informations analysées et mémorisées pour tout le domaine de recherche favorisent la localisation de la cible choisie en sortie de sphère de brouillage. Ceci est particulièrement avantageux dans le cas où un brouilleur se déclenche après la mise en émission de l'autodirecteur.

De plus, la présente invention apporte des simplifications au niveau de la réalisation de l'autodirecteur, à savoir :

- une seule voie de réception,
- suppression des détecteurs de position et des systèmes mécaniques de découplage de l'antenne,
- suppression des joints tournants hyperfréquence.

De préférence, au moins en ce qui concerne les cibles potentielles les plus prioritaires, les images électroniques préenregistrées correspondent à plusieurs attitudes différentes desdites cibles par rapport au missile. Ainsi, le système de guidage selon l'invention, non seulement identifie les cibles, mais connaît leur position angulaire relative par rapport au missile. Il peut donc, au lieu de guider le missile vers le point le plus brillant de la cible prioritaire, conduire ledit missile vers un point d'impact plus vulnérable de celle-ci. Ce point d'impact favorable peut être choisi par un programme de décision interne du système de guidage selon l'invention ou par affichage avant le tir dudit missile.

Par exemple, ce point d'impact est déterminé comme étant le barycentre d'une pluralité de points brillants (pas forcément les plus brillants) de ladite cible, les coefficients affectés à chacun de ceux-ci étant prédéterminés en fonction de ladite attitude.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée.

La figure 1 est une vue en plan schématique illustrant le fonctionnement du système de guidage conforme à la présente invention.

La figure 2 donne le schéma synoptique du système de guidage conforme à la présente invention.

La figure 3 donne le schéma synoptique du calculateur pour le système de guidage conforme à la présente invention.

La figure 4 illustre l'exploration du domaine d'action du missile par l'antenne à balayage électronique.

Sur la figure 1, on a représenté de façon très schématique un missile 1 destiné à atteindre une cible t_i (avec $i = 1, 2, 3, \dots, n$) choisie parmi plusieurs cibles $t_1, t_2, t_3, t_4, t_5, \dots$ se trouvant dans une zone géographique Z, dans laquelle elles peuvent éventuellement se déplacer.

Le missile 1 est pourvu d'un système de guidage 2 et de commandes de direction 3, par exemple des ailerons aérodynamiques, susceptibles d'être contrôlés par ledit système de guidage 2 pour agir sur la direction d'avance F dudit missile.

Comme on le verra par la suite, le système de guidage 2 comporte des moyens d'observation, constitués par une antenne 4 à balayage électronique, et des moyens de calcul 5, destinés au traitement des informations délivrées par l'antenne 4 et au contrôle des commandes de direction 3.

L'antenne 4 explore une portion d'espace limitée, latéralement, par deux lignes divergentes L1 et L2 correspondant à l'amplitude d'exploration - (balayage) A de ladite antenne. Puisque, de plus, lesdits moyens d'observation du missile 1 ont une portée maximale dépendant de leurs caractéristiques propres, il en résulte que le domaine d'action D dudit missile à un instant donné est au maximum un secteur délimité par les lignes L1 et L2 et par la portion de cercle P centré sur la position instantanée du missile et dont le rayon correspond à ladite portée maximale. Cependant, du fait de ses limites de manoeuvrabilité, le missile 1 ne peut immédiatement atteindre les portions des lignes L1 et L2 qui lui sont proches, de sorte que ledit domaine d'action D est de plus amputé, juste devant ledit missile, d'une zone \underline{d} qui est délimitée par les lignes L1 et L2 et par des courbes l1 et l2 et à l'intérieure de laquelle il n'est pas possible de conduire le missile.

Ainsi, à un instant donné du vol du missile 1, le domaine d'action D de celui-ci est constitué de la portion de secteur délimitée par les lignes L1, L2, l1, l2 et P.

Bien entendu, au fur et à mesure que le missile 1 avance, les lignes L1, L2, l1 et l2 se déplacent avec le missile, de sorte que la zone géographique à laquelle est superposé le domaine d'action se modifie sans cesse. Sur la figure 1, on a montré que dans la position (I) le domaine d'action D du missile 1 est suffisamment vaste pour englober les cibles t_1, t_2, t_3 et t_4 (la cible t_5 étant déjà sortie du domaine D), alors que pour la position II dudit missile, le domaine D s'est restreint au point que seule la cible t_3 reste à l'intérieur de celui-ci, les cibles t_1 et t_4 étant sorties latéralement à travers les lignes L1 et L2 et la cible t_2 se trouvant alors dans le domaine \underline{d} .

On remarquera que la sortie desdites cibles intervient systématiquement au cours de l'avance du missile 1, même dans le cas où lesdites cibles sont fixes. Lorsque les cibles sont mobiles et se déplacent dans la zone Z, il va de soi que leur sortie du domaine D peut être avancée ou retardée suivant les trajectoires qu'elles suivent.

L'objet principal de la présente invention est de guider le missile 1 de façon que les cibles t_i restent le plus longtemps possible à l'intérieur du domaine d'action D, de façon que le système de guidage 2 puisse bénéficier du temps optimal pour effectuer les opérations lui permettant de classer

lesdites cibles par ordre d'importance, pour à chaque instant, ne laisser sortir du domaine d'action D que la ou les cibles qui ne sont pas les plus importantes (ou prioritaires) et guider finalement le missile 1 vers la cible la plus importante.

Le mode de réalisation, montré par la figure 2, du système de guidage 2 selon l'invention comporte une antenne 4 à balayage électronique émettant et recevant les signaux à hyperfréquence destinés à déceler les cibles t_i , ainsi qu'un calculateur 5 et un émetteur 6 desdits signaux. Le calculateur 5 commande l'antenne 4 grâce à la liaison 7 et l'émetteur 6 grâce à la liaison 8. L'émetteur 6, travaillant par exemple en bande X ou Ku, peut être du type émetteur à impulsion - (magnétron) ou du système à compression d'impulsions. Les signaux qu'il émet peuvent être cohérents ou non.

Les signaux de l'émetteur 6 sont adressés à l'antenne 4 par l'intermédiaire d'un circulateur-limiteur 9 et d'une liaison 10. En sens inverse, les signaux reçus par l'antenne 4 sont adressés par celle-ci audit circulateur-limiteur 9 à travers ladite liaison 10. On dispose ainsi d'une liaison hyperfréquence 10 unique entre l'antenne 4 et ledit circulateur-limiteur 9.

Par ailleurs, le système de guidage 2 comporte un oscillateur local 11 permettant d'effectuer la transposition des signaux hyperfréquence reçus par l'antenne 4 en signaux de moyenne fréquence, par l'intermédiaire d'un mélangeur 12. Ces signaux de moyenne fréquence sont transmises à un récepteur 13 qui lui les filtre, les détecte et les amplifie. A cet effet, le récepteur 13 peut comporter un amplificateur avec contrôle automatique de gain. Cependant, il est préférable que ledit amplificateur soit du type logarithmique afin que l'on puisse disposer d'une dynamique instantanée importante (supérieure à 70 dB).

Les signaux analogiques vidéo provenant du récepteur 13 sont transmis à un convertisseur analogique-numérique 14, qui les transforme en signaux numériques. De préférence, le convertisseur 14 est rapide (du type flash avec une fréquence d'échantillonnage supérieure à 20 MHz) et délivre un signal codé avec au moins six bits.

Ces signaux numériques sont transmis à un extracteur radar 15, qui les mémorise après avoir effectué un prétraitement (moyennage, comparaison à des seuils,...). Cet extracteur 15 peut être constitué d'une unité de traitement rapide cablée - (additionneurs, comparateurs, portes logiques,...) et d'une mémoire dynamique à accès rapide.

Le calculateur 5 assure la gestion de l'ensemble du système et il exploite les données mémorisées par l'extracteur 15, avec lequel il est relié par le bus 16, afin d'effectuer les opérations de pistage et de classification conformes à l'inven-

tion. Il en résulte des ordres transmis au missile 1 et notamment aux commandes de direction 3 par l'intermédiaire d'un bus numérique 17 et des commandes destinées à l'antenne à balayage électronique 4 (par la liaison 7). Le calculateur 5 assure aussi par l'intermédiaire du bus 16 le dialogue avec le missile pendant la phase d'initialisation de l'autodirecteur. Il peut par ailleurs contrôler le fonctionnement de l'émetteur (instant de mise en émission), commande du type d'émission, etc...), par la liaison 8.

Dans le mode de réalisation montré par la figure 3, le calculateur 5 comporte une unité centrale 18, par exemple constituée par un microprocesseur de gestion à 16 ou 32 bits, qui, par l'intermédiaire d'une ligne bus 19 est en liaison avec :

- une mémoire 20, par exemple morte, contenant le logiciel et des images électroniques préenregistrées de cibles potentielles ;
- une mémoire de travail 21, par exemple vive, pour le stockage temporaire des données ;
- une unité arithmétique et logique rapide 22 ;
- un circuit d'interface 23 pour le bus 17 ;
- un circuit d'entrée-sortie 24 pour les liaisons 7 et 8 internes au système 2 ; et
- un circuit d'interface 25 avec le bus extracteur 16 reliant le calculateur 5 à l'extracteur 15.

Comme le montre la figure 4, à un instant donné, le calculateur 5 commande l'antenne 4 pour que celle-ci explore un secteur élémentaire s_j du domaine d'action D, choisi parmi une pluralité p de secteurs élémentaires adjacents s_1 à s_p (avec $j = 1, 2, 3, \dots, p$) recouvrant la totalité dudit domaine d'action D. De préférence, afin d'éviter autant que possible le brouillage de l'exploration de l'antenne 4, le balayage du domaine d'action D ne se fait pas dans l'ordre des secteurs de s_1 vers s_p , mais de façon aléatoire.

Par ailleurs, le calculateur 4 subdivise fictivement chaque secteur élémentaire s_j , le long du rayon de celui-ci, en une pluralité q de zones élémentaires adjacentes z_{j1} à z_{jq} recouvrant la totalité dudit secteur s_j .

Ainsi, le domaine d'action D est subdivisé fictivement en une pluralité $p \times q$ de zones élémentaires z_{jk} (avec $k = 1, 2, 3, \dots, q$) explorées successivement, suivant des séquences imposées le calculateur 5, par ladite antenne 4.

L'antenne 4, commandée par le calculateur 5 par la liaison 7 et alimentée par l'émetteur 6 par la liaison 10, reçoit en retour l'écho des cibles t_i et, par la chaîne 9, 10, 12, 13, 14, 15 et 16, cet écho est adressé au calculateur 5, qui sait ainsi dans quelle zone élémentaire z_{jk} se trouve chaque cible t_i .

Bien entendu, il est indispensable qu'à chaque instant le calculateur 5 modifie les indices j et k des zones élémentaires zjk pour tenir compte de l'avance (flèche F) et des éventuels changements de direction dudit missile 1.

L'actualisation continue des indices j et k en fonction de l'avance du missile est prise automatiquement en compte par le calculateur 5. De plus, comme les changements de direction du missile sont imposés à celui-ci par le système 2 (par l'intermédiaire de la liaison 17 et des commandes de direction 3) le calculateur 5 les connaît et peut modifier en continu, de façon appropriée, lesdits indices j et k en fonction desdits changements de direction.

Ainsi, à chaque instant le calculateur 5 connaît avec précision la position de chaque cible t_i dans son domaine d'action D.

A ce stade de l'exploration, le calculateur 5 peut faire une présélection des cibles t_i et, pour la suite du processus, ne s'intéresser par exemple qu'aux cibles dont l'amplitude de l'écho dépasse un seuil prédéterminé, c'est-à-dire aux plus grosses cibles. Ainsi, sur la figure 1 par exemple, on a supposé qu'en position (I) le système de guidage 2 a laissé volontairement sortir la cible t_5 de son domaine d'action D (à travers la ligne L2), parce que l'amplitude de l'écho de cette cible t_5 , déterminée pour une position du missile 1 antérieure à la position (I) (et non représentée), s'était révélée inférieure audit seuil prédéterminé.

Puisque le calculateur 5 connaît à chaque instant la position de chaque cible t_i , il peut suivre les déplacements desdites cibles sous l'action de leurs propres moyens de propulsion. En effet, d'un balayage au suivant effectué par l'antenne 4, une cible mobile t_i passera d'une zone élémentaire zjk à une zone élémentaire adjacente ou voisine de celle-ci.

Le calculateur 5 suit donc, à l'intérieur de son domaine d'action 5, le déplacement des cibles t_i , en fonction de sa propre avance et de ses propres changements de direction. Il connaît donc, à chaque instant, celles des cibles t_i qui sont sur le point de sortir de son domaine d'action D à travers les lignes L1, L2, I1 et I2.

Simultanément aux opérations de détermination de position décrites ci-dessus, le calculateur 5 se livre à des opérations de classification desdites cibles t_i . Pour cela, il compare les échos reçus par l'antenne 4, c'est-à-dire les images électroniques desdites cibles, à des images électroniques de cibles potentielles enregistrées dans la mémoire 20. Ces images préenregistrées sont classées par ordre de priorité décroissante.

Ainsi, à chaque instant, le calculateur 5 non seulement connaît la position de chaque cible t_i , mais détermine un ordre de priorité dans la destruction desdites cibles.

Par suite, le calculateur 5 sait s'il peut ou non laisser sortir une cible de son domaine d'action. Par exemple, sur la figure 1, la position (II) du missile 1 correspond au fait que, en position (I), le système de guidage 2 a déterminé, outre les positions des cibles t_1, t_2, t_3 , et t_4 , un ordre de priorité selon lequel la cible t_3 est la plus prioritaire. En passant de la position (I) à la position (II), le système 2 a laissé sortir les cibles t_1, t_2 et t_4 hors du domaine d'action D.

En revanche, la position (III) de la figure 1 illustre la situation dans laquelle, en position (I) du missile, le système 2 a déterminé que la cible la plus prioritaire était la cible t_4 . Dans ces conditions, le système 2 a modifié la direction d'avance du missile 1 pour que cette cible t_4 reste dans le domaine d'action D de celui-ci.

Cette position (III) du missile 1 illustre également le cas où, le calculateur 5 ayant déjà éliminé de son choix les cibles t_1 et t_2 les moins prioritaires, n'a cependant pas encore définitivement choisi entre les cibles t_3 et t_4 . Par suite, le système de guidage 2 a communiqué au missile 1 un changement de direction permettant de maintenir, à la fois, et le plus longtemps possible, les cibles t_3 et t_4 dans le domaine d'action D, afin de faire bénéficier le calculateur 5 d'un temps optimal pour effectuer son choix définitif.

Lorsque la cible la plus prioritaire est déterminée définitivement, le système de guidage selon l'invention passe en phase de poursuite finale de celle-ci, avec par exemple une fréquence d'exploration par l'antenne 4 plus grande qu'en phase de guidage.

Dans le cas favorable où, grâce à la comparaison des images électroniques de la cible la plus prioritaire avec les images électroniques préenregistrées, il est possible de déterminer l'attitude de cette cible par rapport au missile, on peut choisir un point d'impact différent du point le plus brillant de la cible, par exemple selon des critères tels que ceux mentionnés ci-dessus.

Revendications

1 -Système pour le guidage d'un missile (1) destiné à atteindre une cible choisie parmi plusieurs cibles (t_1 à t_5) se trouvant dans une région géographique (Z) où elles peuvent se déplacer, ce système (2) comportant des moyens d'observation (4) explorant un domaine d'action (D) dont les limites latérales sont déterminées par les possibilités d'exploration desdits moyens d'observation et

par les possibilités de manoeuvres dudit missile et dont la limite en profondeur est au plus égale à la portée maximale desdits moyens d'observation, ainsi que des moyens de calcul (5) pour le traitement des informations délivrées par lesdits moyens d'observation, ledit missile étant pourvu de commandes de direction (3) contrôlables par lesdits moyens de calcul, caractérisé :

-en ce que lesdits moyens d'observation (4) sont du type à antenne à balayage électronique et explorent successivement et en permanence la totalité d'une pluralité de zones élémentaires (zjk) subdivisant fictivement la partie de ladite région géographique recouverte à chaque instant par ledit domaine d'action ;

-en ce que lesdits moyens de calcul (5) sont associés à des moyens de mémoire (20) dans lesquels sont préenregistrées les images électroniques de cibles potentielles classées par ordre de priorité décroissante ;

-en ce que lesdits moyens de calcul (5) déterminent les positions des cibles se trouvant à chaque instant dans ledit domaine d'action ;

-en ce que lesdits moyens de calcul (5) agissent sur les commandes de direction (3) dudit missile pour faire glisser ledit domaine d'action par rapport à ladite région géographique afin de retarder la sortie, hors du domaine d'observation, d'au moins certaines des cibles atteignant les limites latérales de celui-ci ;

- en ce que lesdits moyens de calcul effectuent en continu la classification des cibles se trouvant dans ladite région géographique en comparant les images électroniques de celles-ci fournies par lesdits moyens d'observation (4) avec lesdites images préenregistrées ; et

-en ce que lesdits moyens de calcul (5) agissent finalement sur lesdites commandes de direction - (3) pour guider ledit missile vers la cible de plus grande priorité déterminée par ladite classification.

2 -Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que, préalablement à la détermination des trajectoires suivies par les cibles, lesdits moyens de calcul effectuent une préclassification des cibles par ordre d'importance.

3 -Système selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce qu'il comporte un émetteur hyperfréquence (6) commandé par lesdits moyens de calcul (5) et alimentant ladite antenne (4) par l'intermédiaire d'un circulateur (9), qui, par ailleurs, adresse auxdits moyens de calcul (5) les signaux reçus desdites cibles par ladite antenne.

4 -Système selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que l'exploration de ladite antenne (4) est commandée par lesdits moyens de calcul (5).

5 -Système selon la revendication 4, caractérisé en ce que l'exploration de ladite antenne est commandée de façon pseudo-aléatoire.

6 -Système selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que, au moins pour les cibles potentielles les plus prioritaires, les images électroniques préenregistrées correspondent à plusieurs attitudes différentes desdites cibles par rapport au missile.

7 -Système selon la revendication 6, caractérisé en ce que le point d'impact final du missile sur la cible prioritaire est choisi différent du point de celle-ci le plus brillant par ledit système.

8 -Système selon la revendication 7, caractérisé en ce que le point d'impact final du missile sur la cible prioritaire est défini comme le barycentre d'une pluralité de points brillants de ladite cible, les coefficients affectés à chacun de ces points brillants étant prédéterminés en fonction de ladite attitude.

9 -Missile, caractérisé en ce qu'il comporte un système de guidage du type spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 8.

Fig. 1

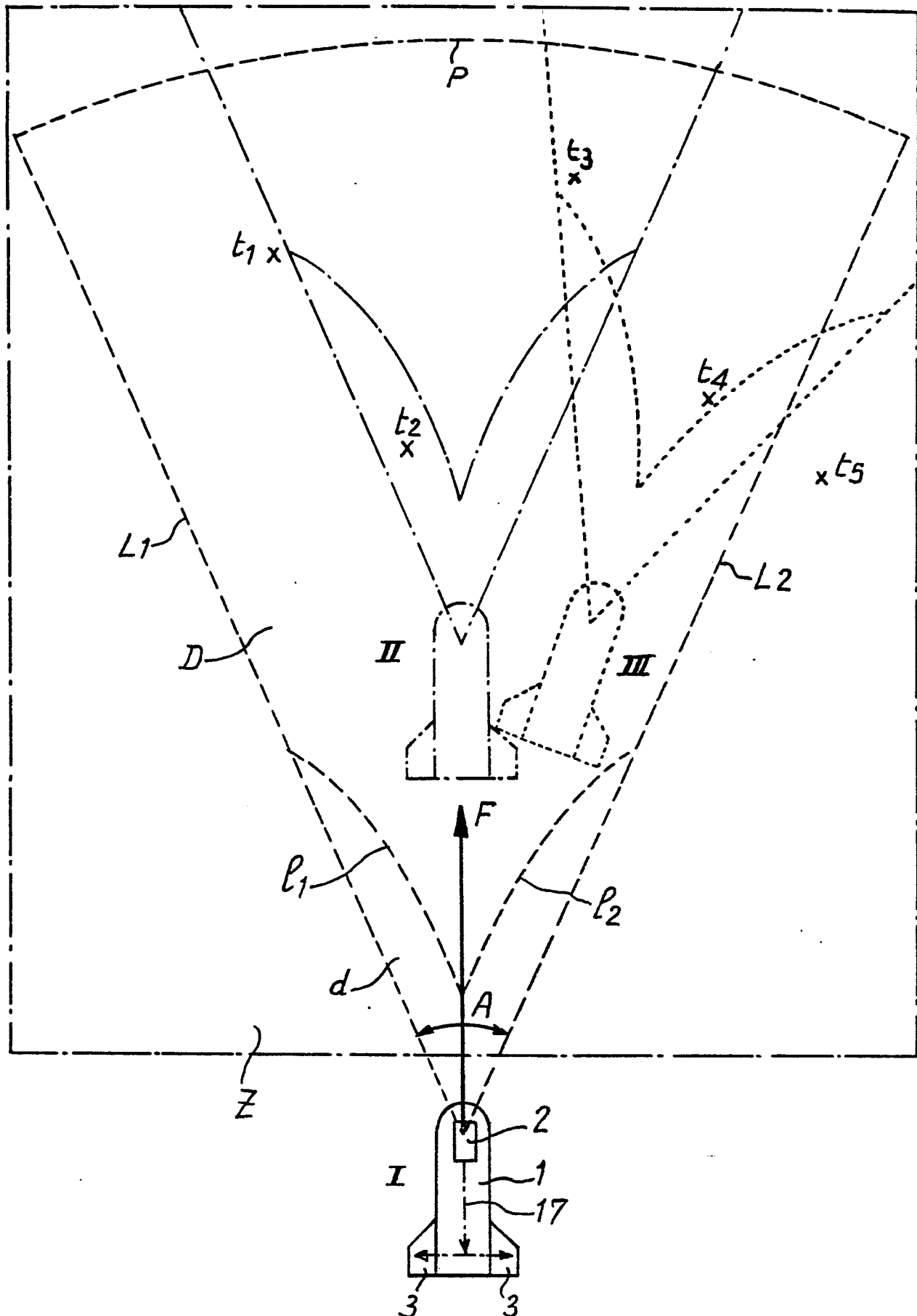


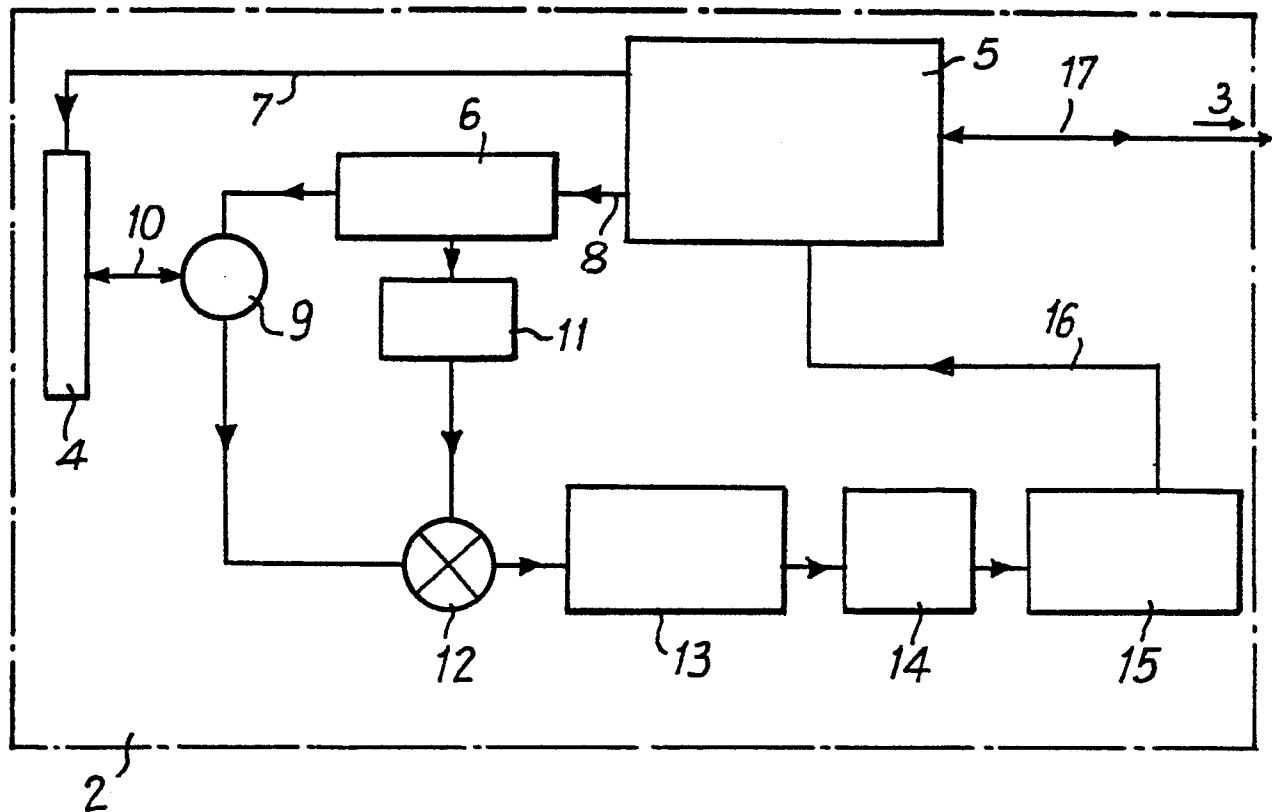
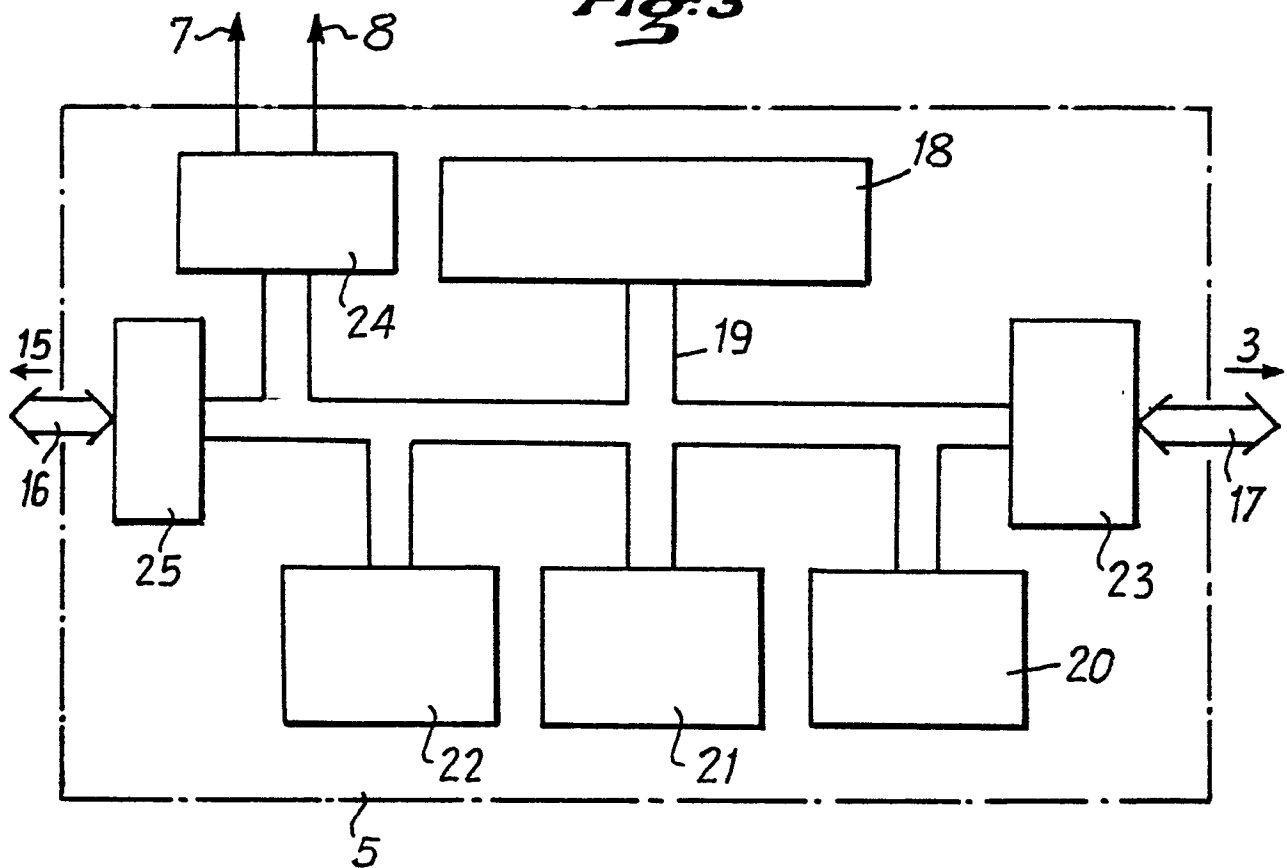
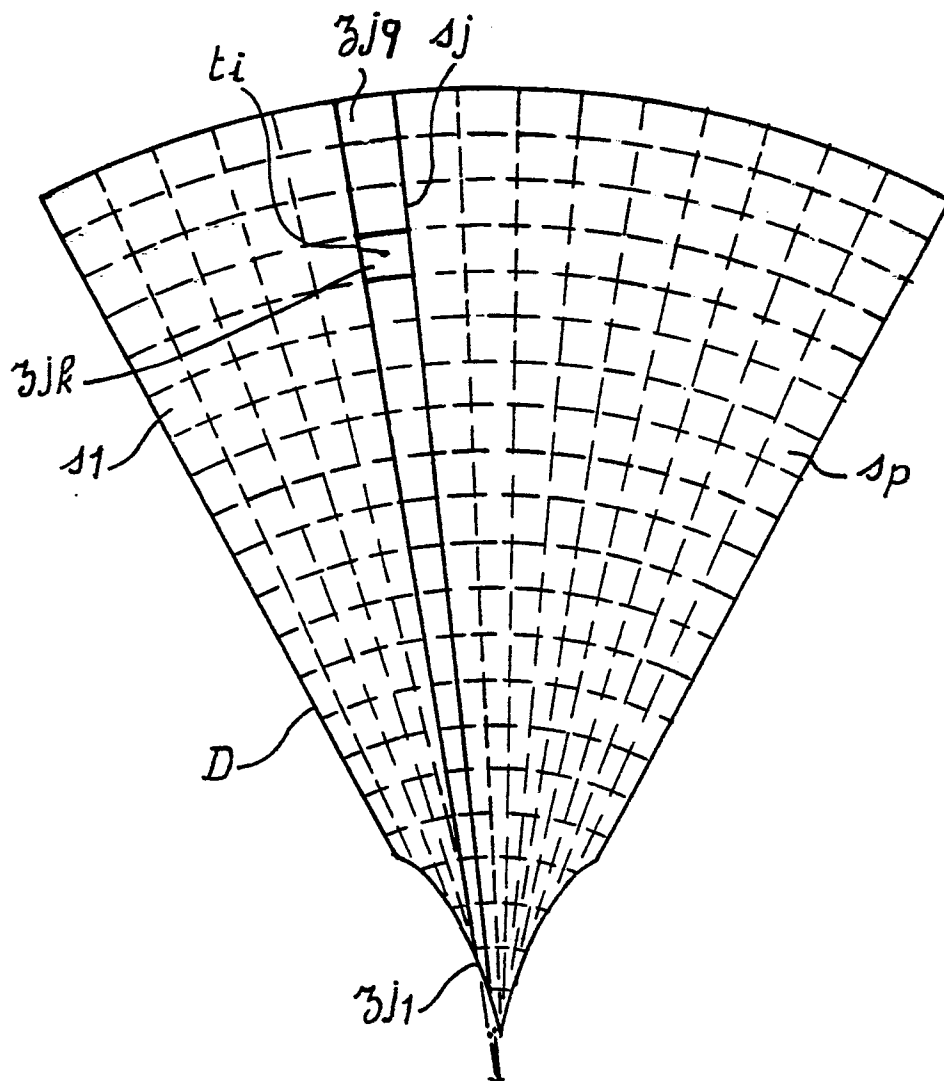
Fig. 2*Fig. 3*

Fig. 4



EP 86 40 2491

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	DE-A-2 949 453 (MESSERSCHMITT) * Figures 1-5; page 6, lignes 14-32; page 7, lignes 1-31; page 8, lignes 10-35 *	1, 4, 5, 9	F 41 G 7/22
A	US-A-3 779 492 (A. GRUMET) * En entier *	1, 6	
A	US-A-3 974 328 (F.J. THOMAS et al.)		
A	1980 INTERNATIONAL SYMPOSIUM DIGEST - ANTENNAS AND PROPAGATION, Québec, 1980, vol. II, pages 533-535, IEEE, New York, US; J.P. TOOMEY et al.: "Decision theoretic target classification"		
A	DE-B-2 943 312 (ELTRO)		F 41 G G 01 S
Le présent rapport de recherche a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 24-02-1987	Examineur CHAIX DE LAVARENE C.
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	