

A1

**DEMANDE
DE BREVET D'INVENTION**

⑫

N° 80 14409

⑤4 Système de recherche pour aéronefs, notamment des fusées.

⑤1 Classification internationale (Int. Cl.³). B 64 G 1/24.

⑫② Date de dépôt..... 27 juin 1980.

③③ ③② ③① Priorité revendiquée :

④① Date de la mise à la disposition du
public de la demande..... B.O.P.I. — « Listes » n° 53 du 31-12-1981.

⑦① Déposant : GENERAL DYNAMICS CORPORATION, société constituée sous les lois de l'Etat
de Delaware, résidant aux EUA.

⑦② Invention de : Charles C. Durand Jr et Ralph E. Hawes Jr.

⑦③ Titulaire : *Idem* ⑦①

⑦④ Mandataire : Langner Parry,
7, rue de la Paix, 75002 Paris.

1
La présente invention concerne des commandes de fusées, et elle a trait plus particulièrement à un système de recherche pour fusées en giration comportant un dispositif de recherche actif et un dispositif de recherche passif. Il est également prévu une lo-
5 gique de sélection pour passer du dispositif actif au dispositif passif, ou inversement, en cours de vol.

La présente invention concerne un système de recherche pour véhicule en giration, comprenant un premier moyen récepteur monté sur le véhicule en giration de manière à recevoir de l'énergie,
10 dans une première plage spectrale de rayonnement, à partir d'une cible prospective et à produire un premier signal de sortie, un second moyen récepteur monté sur le véhicule en giration de ma-
nière à recevoir de l'énergie; dans une seconde plage spectrale de rayonnement, à partir de la même cible prospective et à pro-
15 duire un second signal de sortie, et un processeur de signaux associé fonctionnellement auxdits premier et second moyens récep-
teurs de façon à recevoir lesdits premier et second signaux de sortie afin de produire un premier signal d'erreur à partir du
premier signal de sortie, et un second signal d'erreur à partir
20 du second signal de sortie, et comportant des moyens pour effectuer une sélection continue entre le premier signal d'erreur et le second signal d'erreur en concordance avec une logique pré-
sélectionnée.

D'autres avantages et caractéristiques de l'invention seront
25 mis en évidence, dans la suite de la description, donnée à titre d'exemple non limitatif, en référence aux dessins annexés dans lesquels:-

la Fig. 1 est une vue schématique du système de recherche à double mode qui est installé dans une fusée en giration;

30 la Fig. 2 est une vue en élévation d'une fusée en giration à double mode, représentée par rapport à une cible associée à l'aide de vecteurs géométriques;

la Fig. 3 est une vue azimuthale de la fusée et de la cible de la Fig. 2;

35 la Fig. 4 est une vue en bout de la fusée et de la cible de la Fig. 2;

la Fig. 5 est une vue en bout de la fusée en giration de la Fig. 2;

la Fig. 6 est un organigramme de la logique de commutation
40 intervenant dans le système de recherche à double mode de la Fig.1;

la Fig. 7 est un schéma synoptique du système à double mode, dans lequel chaque mode comporte une voie de réaction séparée et des voies indépendantes de pointage électrique par haute fréquence et par rayonnement infrarouge;

5 la Fig. 8 est un schéma synoptique du système à double mode, comportant des voies de réaction séparées, mais avec la voie de pointage électrique du chercheur non-sélectionné qui est asservie par rapport à la voie de pointage électrique du chercheur sélectionné; et

10 la Fig. 9 est un schéma synoptique du système à double mode, dans lequel les deux modes partagent une boucle de réaction commune.

Le chercheur d'une fusée d'interception joue un rôle important puisqu'il constitue le moyen permettant la détection initiale
15 d'une cible, puis sa poursuite par la fusée jusqu'à l'interception. Pendant la phase de poursuite, le chercheur est nécessaire pour fournir des informations au système de la fusée en vue de résoudre l'équation classique de navigation proportionnelle. Le chercheur obtient également des informations qui peuvent être transmises
20 au système de la fusée en vue d'enclencher l'explosion à ou bien à proximité de l'interception.

Un chercheur d'une fusée d'interception doit opérer cependant dans une multitude d'environnements diversifiés. Il rencontre un grand nombre de contremesures possibles. Par exemple, il peut
25 rencontrer des définitions de cibles non-parfaites, des parasites, des distorsions, un bruit de fond, etc., qui altèrent la sensibilité du récepteur, des cibles multiples en formation serrée, ainsi qu'une plage maximale de détection avec une définition minimale de la cible, qui nécessitent d'effectuer l'acquisition
30 des informations et la poursuite de la cible avec de faibles rapports signal/bruit.

De tels environnements imposent au chercheur une diversité de caractéristiques souhaitables qui sont souvent contradictoires. En conséquence, il n'existe aucun système de recherche qui puisse
35 conserver, ou même se rapprocher approximativement d'un état optimal de guidage pour toutes les conditions possibles de fonctionnement. Bien qu'un mode à énergie électromagnétique réfléchi puisse fournir des signaux d'erreur exploitables à longue portée, des modes passifs à infrarouge peuvent fournir un signal d'erreur

3
plus précis à une portée limitée. En outre, différents systèmes
de recherche à mode énergétique se comportent tout à fait diffé-
remment en fonction de paramètres tels que la distance fusée-
cible, les conditions climatiques existantes et la nature effec-
5 tive de la cible. Egalement, des techniques de contremesures
couvrent rarement un grand nombre de bandes du spectre électro-
magnétique. Les considérations données ci-dessus sont également
applicables à une fusée en giration, c'est-à-dire une fusée à
laquelle on fait délibérément subir une giration. Le fonctionne-
10 ment et la commande de fusées en giration sont bien connus et
ont été décrits, par exemple, dans les brevets des Etats-Unis
d'Amérique Nos. 3 333 790 et 3 351 303.

Sur la Figure 1, on a représenté un schéma synoptique d'un
système de recherche à double mode pour une fusée en giration,
15 c'est-à-dire un système de recherche qui fournit une information
sur une cible dans plus d'une plage spectrale de rayonnement.
Dans la configuration particulière représentée sur cette figure,
le système de recherche, ou chercheur, reçoit une énergie électro-
magnétique réfléchie par une cible et/ou une énergie infrarouge
20 émise par une cible. Le système comprend fondamentalement un
corps de fusée 10 de forme essentiellement cylindrique et qui
porte à son extrémité avant un dôme hémisphérique 12 pouvant
laisser passer un rayonnement infrarouge. Deux antennes haute
fréquence (RF) 14 et 16, telles que des barres télescopiques
25 en polystyrène diélectrique, sont montées dans des positions
diamétralement opposées sur l'avant du corps de fusée 10.
Un gyroscope magnétique tournant 18, comportant des éléments
optiques (non-visibles), destinés à recevoir le rayonnement
infrarouge, est monté en arrière du dôme 12.

30 Les signaux provenant des antennes RF 14 et 16 sont appli-
qués respectivement à des mélangeurs de micro-ondes 20 et 22.
Les mélangeurs 20 et 22 sont activés par un oscillateur local 24.
Un dispositif de déphasage 26, qui reçoit des signaux provenant
d'un démodulateur 28 et d'un détecteur d'angle relatif 30, est
35 placé entre l'oscillateur local 24 et le mélangeur 20 dans un
réseau de déphasage. Les signaux provenant des mélangeurs 20 et
22 sont appliqués à un comparateur de phase 32, qui est lui-même
relié par l'intermédiaire d'un processeur de signaux RF 23, à un
modulateur 34. Le modulateur 34 est lui-même connecté à un géné-
40 rateur de référence 36, qui assure également l'alimentation du

démodulateur 28.

Le signal provenant du détecteur de rayonnement infrarouge IR et du détecteur 38, monté rigidement sur le gyroscope magnétique tournant 18, est appliqué à un processeur de signaux IR 39. Un
5 commutateur logique de sélection de signaux 40 à trois positions laisse passer, soit le signal d'erreur IR provenant du détecteur d'erreur IR 38, soit le signal d'erreur RF provenant du modulateur 34 en direction d'un amplificateur 42, qui est relié à la fois à un mécanisme d'entraînement en rotation de gyroscope 44 et à un
10 démodulateur 46, qui reçoit également des signaux provenant du générateur de référence 36. Le signal de sortie du démodulateur 46 est appliqué à un servo-moteur 48 qui assure l'entraînement des surfaces de commande 50, 52 de la fusée. Le processeur de signaux IR 39 et le processeur de signaux RF 23 sont également
15 reliés à un sélecteur de signaux d'erreur 37, qui permet de sélectionner celui des processeurs de signaux qui est relié à l'amplificateur 42, qui assure à son tour l'activation du mécanisme d'entraînement en rotation de gyroscope 44.

En fonctionnement, le système représenté sur la Fig. 1 reçoit
20 à la fois des signaux haute fréquence réfléchis par une cible, et des signaux infrarouge provenant de la cible, et il effectue, en fonction d'une logique de pré-programmation se trouvant dans le sélecteur de signaux d'erreur 37, une sélection entre lesdits signaux afin de produire un signal d'erreur servant à diriger la
25 fusée vers la cible. La logique de sélection est agencée de manière à effectuer de façon continue la recherche du meilleur signal, le signal non-utilisé présentement étant continuellement mis à jour dans le sélecteur de signaux d'erreur 37 en vue d'établir des possibilités de commutation immédiate. Le sélec-
30 teur de signaux d'erreur 37 mesure les amplitudes des signaux provenant des deux chercheurs, et il les compare avec des seuils pré-réglés de manière à déterminer si le signal d'erreur en question a une fidélité suffisante.

En considérant maintenant la Fig. 2, on voit qu'une fusée
35 en giration 54 a été représentée en vue en élévation par rapport à une cible 56. Cette cible 56 se déplace dans une direction indiquée par un vecteur T, tandis que le vecteur de vitesse de déplacement de fusée est désigné par le symbole γ . Le vecteur σ définissant la ligne de visée fusée-cible est disposé entre la

fusée 54 et la cible 56. Le vecteur $\dot{\sigma}$ définissant le taux de modification de la ligne de visée fusée-cible et le vecteur $\dot{\gamma}$ définissant le taux de modification de la vitesse de déplacement de fusée sont décalés respectivement de 90° par rapport aux vecteurs σ et γ . La voie de pointage électrique par rayonnement infrarouge IR et la voie de pointage électrique par haute fréquence RF ont été désignées respectivement par les vecteurs I et R.

Sur la Fig. 3, on a représenté une vue azimuthale de la fusée et de la cible de la Fig. 2 et on a adopté des symboles et références numériques identiques. La Fig. 4 est une vue en bout de la fusée et de la cible, la fusée exécutant un mouvement de giration ou de roulement dans la direction indiquée par la flèche.

Comme le montre la Fig. 1, les antennes RF 14 et 16 sont placées à l'avant du corps de fusée 10 dans des positions diamétralement opposées dans un seul plan, ce plan étant désigné par a sur la Fig. 5. En supposant que la fusée comporte deux surfaces de commande, celles-ci sont placées suivant un angle de 90° par rapport au plan a de détection de l'angle d'antenne, c'est-à-dire qu'elles sont situées dans le plan désigné par b sur la Fig. 5. A nouveau, la fusée exécute un mouvement de giration ou de roulement dans la direction indiquée par la flèche.

Une poursuite mécanique ou électrique est effectuée par l'intermédiaire d'une ou plusieurs boucles de réaction dans le chercheur à double mode qui opère sur des signaux d'erreur dérivés, soit de l'énergie infrarouge, soit de l'énergie haute fréquence. Les signaux d'erreur sélectionnés, qui contiennent des informations définissant la grandeur et la direction du taux de modification de la ligne de visée fusée-cible, sont alors utilisés pour produire des signaux de manoeuvre des surfaces de commande de la fusée d'interception en vue d'assurer une navigation proportionnelle et de produire une interception finale de la cible.

L'angle ϵ entre la ligne de visée fusée-cible et la ligne de pointage de fusée est mesuré de façon continue dans le plan de détection d'angle a de la Fig. 5. Puisque la fusée exécute un mouvement de giration, cette erreur mesurée varie de façon sinusoïdale. La direction de conduite de la fusée est placée dans le plan de détection d'erreur de ladite fusée puisque le plan de surface de commande de conduite b de la Fig. 5 exécute un mouvement de giration ou de roulement avec la fusée et est décalé d'un

d'un angle de 90° par rapport au plan de détection d'erreur a. Pour la poursuite de la cible dans le mode à infrarouge, on utilise les signaux de sortie du chercheur à rayonnement infrarouge et ses éléments électroniques associés. Ces signaux de sortie contiennent une tension sinusoïdale dont la grandeur est proportionnelle au taux de variation de la ligne de visée fusée-cible $\dot{\sigma}$ et dont la phase est proportionnelle à l'angle défini par les composantes d'élévation et d'azimuth du taux de modification de ligne de visée. La fréquence de la tension sinusoïdale est déterminée par la vitesse de rotation du gyroscope tournant 18.

Pour effectuer la poursuite de la cible dans le mode à haute fréquence HF, on utilise les antennes 14 et 16 et leurs éléments électroniques associés. Le signal de sortie d'antenne est également une tension sinusoïdale dont la grandeur est proportionnelle au taux de modification de ligne de visée fusée-cible $\dot{\sigma}$ et dont la phase est proportionnelle à l'angle défini par les composantes d'élévation et d'azimuth du taux de modification de ligne de visée. La fréquence de cette tension sinusoïdale est égale à la vitesse de giration ou de roulement de la fusée.

La sélection du signal d'erreur IR ou du signal d'erreur RF pour commander la direction de la fusée peut être effectuée, soit pendant, soit avant le vol, et elle est basée sur une série de paramètres optimisés ou approximativement optimisés qui sont déterminés pour l'application particulière de la fusée.

La décision à faire intervenir pour l'exécution de cette sélection utilise des informations telles que le rapport signal/bruit, la grandeur des signaux d'erreur, des caractéristiques spectrales de fréquence, etc.

Cette logique de commutation correspond à un aspect important du chercheur à double mode. Non seulement le chercheur à double mode doit comporter un mode IR et un mode RF, mais le mode RF peut également comporter deux sous-modes, à savoir un mode de poursuite d'enveloppe et un mode passif. L'objectif essentiel de la logique de mode de commutation consiste à sélectionner le mode, par rapport à un niveau de seuil pré-sélectionné, en vue de conférer à la fusée les meilleures caractéristiques possibles d'interception. Dans la sélection, on doit prendre en considération non seulement le cas du

"ciel dégagé" mais, également,⁷ tous les types raisonnables de contremesures.

On a représenté dans l'organigramme de la Fig. 6 un exemple d'un schéma de principe d'une logique de commutation, qui reçoit des informations d'entrée provenant du mode IR et des deux sous-modes RF. Ces informations d'entrée comprennent, d'une part, un signal de commande automatique de gain pour rayonnement infrarouge IR 82, un signal de commande automatique de gain avec poursuite d'enveloppe en haute fréquence RF 84, et un signal de commande de gain en mode passif RF (ECM) 86. Ces signaux 82, 84, 86 sont appliqués à des éléments indépendants de décision de seuil 88, 90, 92 respectifs. Comme cela est indiqué symboliquement sur la Fig. 6, l'élément de décision 88 pose la question : "Le rapport signal/bruit IR est-il supérieur ou égal au niveau de seuil (pré-sélectionné)?" De même, les éléments de décision 90, 92 posent chacun une question, à savoir "Est-ce que le rapport signal/bruit pour la poursuite d'enveloppe en haute fréquence RF est supérieur ou égal au niveau de seuil (pré-sélectionné)?" et "Est-ce que le rapport signal/bruit pour le mode passif RF est supérieur ou égal au niveau de seuil (pré-sélectionné)?" Les éléments de décision 88, 90 et 92 sont reliés à des portes ET 96, 98 et 100 qui fonctionnent en concordance avec les décisions OUI/NON reçues en provenance des éléments de décision. Les critères de décision montrent que le rapport signal/bruit d'un mode potentiel doit dépasser un niveau de seuil pré-sélectionné pour pouvoir intervenir. Une pondération est exercée de manière que le mode IR soit sélectionné en premier, puis le mode à poursuite d'enveloppe RF et, en dernier lieu, le mode passif RF. En correspondance, si le signal de commande automatique de gain IR 82 est supérieur au niveau de seuil, l'élément de décision 88 prend la décision d'utiliser le mode IR, comme indiqué symboliquement par le bloc 94. Si le signal de commande automatique de gain IR est inférieur au niveau de seuil, l'élément 88 fournit cette information à la porte ET 96, qui reçoit également une indication positive provenant de l'élément de décision 90. Lorsqu'une décision "NON" provenant de l'élément 88, et une décision "OUI" provenant de l'élément 90 arrivent à la porte ET 96, cette porte est ouverte et une décision est prise d'utiliser le mode de poursuite d'enveloppe RF, comme indiqué par le bloc 97.

Si les décisions prises par les éléments 88, 90 sont des "NON" et si une décision "OUI" est rendue par l'élément de décision de seuil 92, la porte ET 98 intervient et une décision est prise à ce moment d'utiliser le mode passif RF, comme indiqué par le
5 bloc 102. Quand les éléments 88, 90 et 92 prennent chacun une décision "NON", leurs signaux de sortie, transmis à la porte ET 100, assurent son ouverture et une décision est alors prise d'utiliser le mode d'absence de guidage, comme indiqué symboliquement par le bloc 104. Si le mode d'absence de guidage est
10 utilisé, la fusée n'effectue pas de poursuite, mais elle vole, au contraire, de façon balistique et, comme indiqué par le bloc 106, la fusée continue à rechercher un mode de cible.

Il existe plusieurs raisons fondamentales pour lesquelles les préférences mises en évidence sur la Fig. 6 ont été représentées. Le mode IR est préféré puisqu'il permet d'obtenir une plus
15 grande précision de guidage du fait de la définition nette de la cible en rayonnement infrarouge IR, et puisqu'il est passif, il n'est pas soumis à des contre-mesures, c'est-à-dire que la cible ne produit aucune contre-indication, à l'exception d'atténuations de réflexion ou d'émission. On peut concevoir d'effectuer la discrimination de telles atténuations en faisant
20 intervenir des éléments logiques plus perfectionnés.

Le signal sélectionné peut ensuite être converti dans la fréquence correspondant à la vitesse de giration de la fusée
25 lorsqu'il ne se trouve pas déjà à ladite fréquence. Après cette conversion, le signal est appliqué au système de guidage qui assure à son tour l'adaptation de l'amplitude du signal avant sa transmission à la section de commande de la fusée. Enfin, dans la section de commande, l'instruction de direction
30 qui est appliquée aux surfaces de commande de la fusée est une fonction périodique dont la composante fondamentale est une onde sinusoïdale, dont la fréquence est égale à la vitesse de giration de la fusée. L'amplitude du signal de commande est proportionnelle au taux de modification de la ligne de visée
35 fusée-cible $\dot{\sigma}$ tandis que la phase du signal est telle que le taux moyen de modification $\dot{\gamma}$ du vecteur de vitesse de fusée γ est orienté dans la même direction que le taux de modification de ligne de visée fusée-cible $\dot{\sigma}$.

Il existe plusieurs configurations possibles d'établissement de l'interface entre les systèmes IR et RF. On a représenté sur la Fig. 7 (qui est un schéma fonctionnel simplifié de certains éléments de circuit représentés de façon plus détaillée sur la Fig. 1) une telle interface dans laquelle on utilise deux boucles fermées séparées, à savoir une boucle intervenant dans le chercheur RF et qui est fermée sur le signal d'erreur RF, et une boucle intervenant dans le chercheur IR et qui est fermée sur le signal d'erreur IR. Les deux boucles sont fermées simultanément, le signal d'erreur désiré, c'est-à-dire le signal IR ou RF étant sélectionné par la logique de sélection de signaux. Dans la partie de la Fig. 7 correspondant au chercheur RF, le signal σ est appliqué à un sommateur 60, qui reçoit également un signal correspondant au pointage électrique RF et provenant de la voie de retour de chercheur RF 62 en contournant la voie d'entrée de chercheur RF 64. Le signal σ est également appliqué à un sommateur 66 intervenant dans la partie IR du chercheur, qui comprend de la même façon une voie d'entrée 68 et une voie de retour 70. En relation avec la Fig. 1, le sommateur 60 représente fonctionnellement la sortie du mélangeur 20, combinée avec le signal provenant du déphaseur 26. La voie d'entrée de chercheur RF 64 comprend le circuit qui part du mélangeur 20 et qui passe par le comparateur de phase 32, par le processeur de signaux RF 33 et par le modulateur 34, pour aboutir à la partie de sortie RF de la commande logique de sélection de signaux 40. Sur la Fig. 7, on a montré un agencement possible de la voie de retour RF 62, qui est également indiquée sur les Fig. 8 et 9. Le signal de sortie de la voie d'entrée de chercheur RF 64 est appliqué à un démodulateur 82 puis, par l'intermédiaire d'un intégrateur 84 et d'un modulateur 86, au sommateur 60. Ces circuits fonctionnent d'une manière bien connue des spécialistes en la matière et il n'a pas semblé nécessaire d'en donner une description détaillée. Le sommateur 66 est une représentation fonctionnelle des éléments optiques (non-représentés) qui font partie du gyroscope magnétique tournant 18. La voie d'entrée de chercheur IR 68 comprend le circuit qui relie le gyroscope 18, par l'intermédiaire du détecteur d'erreur IR 38 et du processeur de signaux IR 39, à la partie de sortie IR de la commande logique de sélection de signaux 40. La voie de retour de chercheur IR

comprend le circuit qui aboutit par l'intermédiaire de l'amplificateur 42 au mécanisme d'entraînement en rotation de gyroscope 44. Le gyroscope magnétique tournant 72 est placé entre la voie de retour de chercheur IR 70 et le sommateur 66. Le signal d'erreur RF et le signal d'erreur IR sont tous deux appliqués à un commutateur à deux positions 74 qui effectue une sélection entre eux en vue de transmettre le signal correspondant à la partie de commande de la fusée.

En variante, une boucle correspondant au mode sélectionné peut être fermée, alors que l'autre chercheur est placé de façon continue dans une condition de boucle ouverte par le signal d'erreur provenant du système à boucle fermée, comme indiqué sur la Fig. 8. Ce résultat est obtenu essentiellement en prévoyant des commutateurs à deux positions 76 et 78 dans la boucle de retour du chercheur RF et dans la boucle de retour de chercheur IR et en branchant ces deux commutateurs en parallèle. Comme pour la Fig. 7, la représentation de la Fig. 8 est un schéma fonctionnel simplifié des éléments de circuit représentés de façon plus détaillée sur la Fig. 1 et décrits ci-dessus.

La Fig. 9 montre une autre variante où les boucles de poursuite IR et RF partagent une partie du système IR de base. Comme pour les Fig. 7 et 8, la Fig. 9 est un schéma fonctionnel simplifié des éléments de circuit représentés sur la Fig. 1. Spécifiquement, le gyroscope magnétique tournant et ses éléments électroniques associés sont partagés, et ils assurent ainsi une intégration dans la voie de réaction ou de retour de la boucle de poursuite du chercheur RF. Une seule voie partagée de réaction IR 80 est utilisée avec cette configuration. La logique de sélection de signaux définit lequel des systèmes IR ou RF qui doit fournir le signal d'erreur à la voie de réaction. Lorsqu'elle est utilisée dans le mode IR, la boucle de poursuite du chercheur RF est ouverte et le gyroscope magnétique tournant faisant partie du chercheur IR sert à positionner la voie de pointage électrique du chercheur RF.

Le principe fondamental de chacune des configurations décrites ci-dessus consiste en ce que, quel que soit le mode, IR ou RF, qui est utilisé pour produire un signal d'erreur, la position de pointage électrique de l'autre mode est continuellement mise à jour, soit à l'aide du signal d'erreur dérivé

du mode sélectionné, comme indiqué sur les Fig. 8 et 9, soit par une poursuite indépendante de la cible dans son propre mode, comme indiqué sur la Fig. 7, bien que ce mode ne constitue pas à l'instant considéré le mode choisi pour effectuer le guidage effectif de la fusée. De cette manière, le meilleur signal d'erreur pour la commande de direction de la fusée est établi sur une base de mise à jour continue afin d'optimiser le fonctionnement de la fusée par rapport à la ou aux cibles existantes. Dans les deux derniers processus, les voies de pointage électrique IR et RF sont idéalement identiques; cependant, des imperfections existant normalement dans un système introduisent une certaine différence non-nulle. En produisant une giration du chercheur IR et du chercheur RF en combinaison avec les surfaces de commande de la fusée, on effectue un guidage dans un seul plan qu'on retrouve périodiquement par rotation de 360° autour des axes de giration. Cela diminue fortement la quantité et la complexité des organes matériels intervenant dans les systèmes de guidage et de commande de la fusée. Ces simplifications résultent principalement du fait qu'on ne doit prévoir qu'un seul canal de guidage entre l'antenne et les surfaces de commande de la fusée.

Parmi les autres avantages procurés par ce système à double mode utilisant des chercheurs de poursuite de cible RF/IR dans un aéronef en giration, on peut préciser ce qui suit : il est possible d'effectuer un guidage de la fusée dans toutes les conditions d'intempéries et avec une bonne précision; on élimine le problème classique posé par les cibles multiples; on améliore l'insensibilité à des contremesures électroniques; il ne se pose pas de compatibilité du dôme de la fusée pour un rayonnement infrarouge IR ou par la haute fréquence RF; on peut utiliser un système de guidage de fusée en giration donnant de hautes performances et d'un faible coût d'exploitation; la fusée présente une haute fiabilité et on peut la réaliser avec un prix de revient peu élevé du fait de l'utilisation réduite de parties mécaniques mobiles; en outre, la partie de guidage est d'un faible coût du fait de l'utilisation multifonctionnelle de composants matériels disponibles à l'heure actuelle.

Le principe d'un aéronef en giration avec double mode n'est pas limité à des applications à des fusées tactiques où il est souhaitable d'assurer l'interception d'une cible, mais on peut appliquer ce principe à des avions, des fusées, ou des vaisseaux spatiaux, indépendamment de l'atmosphère qu'ils ont à traverser, à condition que l'aéronef exécute un mouvement de giration et puisse utiliser deux ou plusieurs types d'énergie électromagnétique pour son guidage. On a défini ci-dessus les paramètres concernant une fusée en giration pour deux modes de guidage, et on peut utiliser des techniques semblables pour mettre au point un système à modes multiples utilisant trois chercheurs ou plus sur un aéronef commun en giration.

Bien entendu, la présente invention n'est nullement limitée aux modes de réalisation décrits et représentés; elle est susceptible de nombreuses variantes accessibles à l'homme de l'art, suivant les applications envisagées et sans que l'on ne s'écarte de l'esprit de l'invention.

13
REVENDEICATIONS

1.- Système de recherche pour véhicule en giration, notamment une fusée, caractérisé en ce qu'il comprend: (a) des premiers moyens récepteurs (14, 16) montés sur le véhicule en giration (10) de
5 manière à recevoir de l'énergie rentrant dans une première plage spectrale de rayonnement et provenant d'une cible prospective (56) et à produire un premier signal de sortie; (b) des seconds moyens récepteurs (RF, IR) montés sur le véhicule en giration
(10) de manière à recevoir de l'énergie rentrant dans une se-
10 conde plage spectrale de rayonnement et provenant de la même cible prospective (56) et à produire un second signal de sortie; et (c) des processeurs de signaux (23, 39) qui sont associés auxdits premiers et seconds moyens récepteurs de façon à recevoir
lesdits premier et second signaux de sortie en vue de produire
15 un premier signal d'erreur à partir du premier signal de sortie, un second signal d'erreur à partir du second signal de sortie, et comportant un dispositif (37) effectuant de façon continue une sélection entre le premier signal d'erreur et le second signal d'erreur en concordance avec une logique présélectionnée.

20 2.- Système de recherche selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdits processeurs de signaux (23, 39) comprennent en outre des moyens (62, 64, 68, 70, 74) pour effectuer de façon continue la mise à jour du signal d'erreur non-sélectionné par ledit dispositif de sélection de signaux d'erreur.

25 3.- Système de recherche selon la revendication 2, caractérisé en ce que lesdits moyens de mise à jour de signaux d'erreur (62, 64, 68, 70, 74) utilisent le signal d'erreur sélectionné pour la mise à jour du signal d'erreur non-sélectionné.

30 4.- Système de recherche selon la revendication 2 ou 3, caractérisé en ce que lesdits moyens de mise à jour de signal d'erreur non-sélectionnés comprennent au moins une voie de réaction (62, 70).

35 5.- Système de recherche selon la revendication 2, caractérisé en ce que lesdits moyens de mise à jour de signal d'erreur (62, 64, 68, 70, 74) comprennent une voie de réaction (80) qui est partagée par les signaux d'erreur sélectionné et non-sélectionné.

6.- Système de recherche selon l'une quelconque des reven-

dications 1 à 5, caractérisé en ce que lesdits premiers moyens récepteurs (14, 16) sont actifs de manière à recevoir un rayonnement réfléchi par une cible prospective (56) et en ce que lesdits seconds moyens récepteurs (RF, IR) sont passifs de façon à recevoir un rayonnement émanant de la même cible prospective (56).

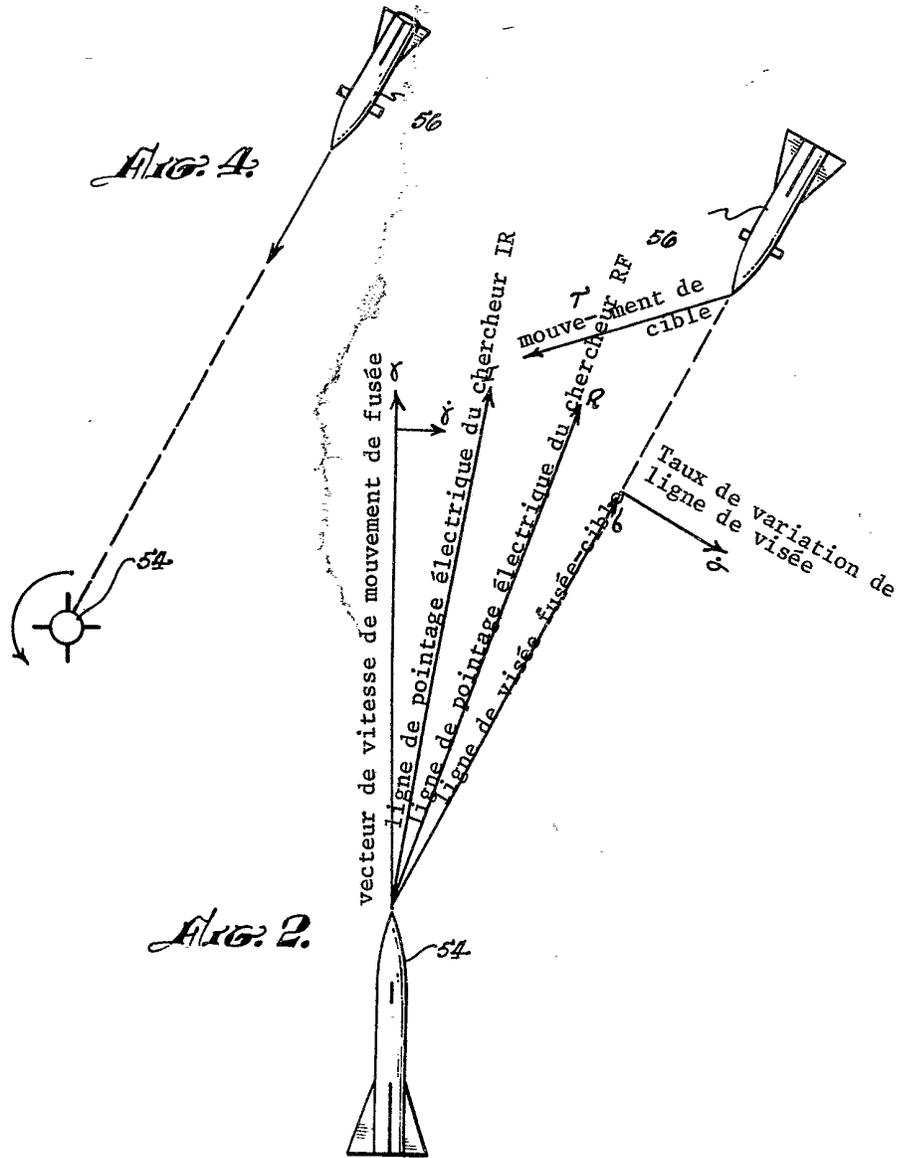
5 7.- Système de recherche selon la revendication 6, caractérisé en ce que lesdits premiers moyens récepteurs actifs comprennent au moins deux antennes (14, 16) recevant un rayonnement électromagnétique réfléchi, en ce que lesdits seconds moyens récepteurs passifs comprennent des chercheurs (RF, IR) recevant
10 un rayonnement infrarouge émanant de la cible prospective (56).

8.- Système de recherche selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdits premiers moyens récepteurs comprennent :
(a) une première antenne (14) montée sur le véhicule en giration (10) de manière à recevoir ladite énergie rentrant dans la première
15 plage spectrale de rayonnement et provenant de la cible prospective (56); et (b) une seconde antenne (16) montée sur le véhicule en giration (10) de manière à recevoir également ladite énergie rentrant dans ladite première plage spectrale de rayonnement et provenant de la cible prospective (56), et
20 en ce que lesdits processeurs de signaux (23, 37) comprennent :
(c) un premier mélangeur de micro-ondes (20) qui est connecté à la première antenne de manière à recevoir ledit premier signal de sortie; (d) un second mélangeur de micro-ondes (22) qui est
25 relié à la seconde antenne de manière à recevoir également ledit premier signal de sortie; (e) un réseau de déphasage (26) comportant un déphaseur relié au premier mélangeur de micro-ondes de manière à déphaser la phase du premier signal de sortie dans le premier mélangeur de micro-ondes; (f) un oscillateur
(24) connecté audit déphaseur et audit second mélangeur de micro-
30 ondes; (g) un comparateur de phase (32) connecté au premier et au second mélangeur de micro-ondes de manière à être sollicité par ceux-ci; (h) un processeur de signaux RF (23) faisant partie du dispositif de sélection de signaux d'erreur (37) et relié audit comparateur de phase de manière à être sollicité par celui-ci;
35 (i) un modulateur (34) relié audit processeur de signaux RF (23) et sollicité par celui-ci, ledit modulateur étant en outre relié au dispositif de sélection de signaux d'erreur (37) et au réseau

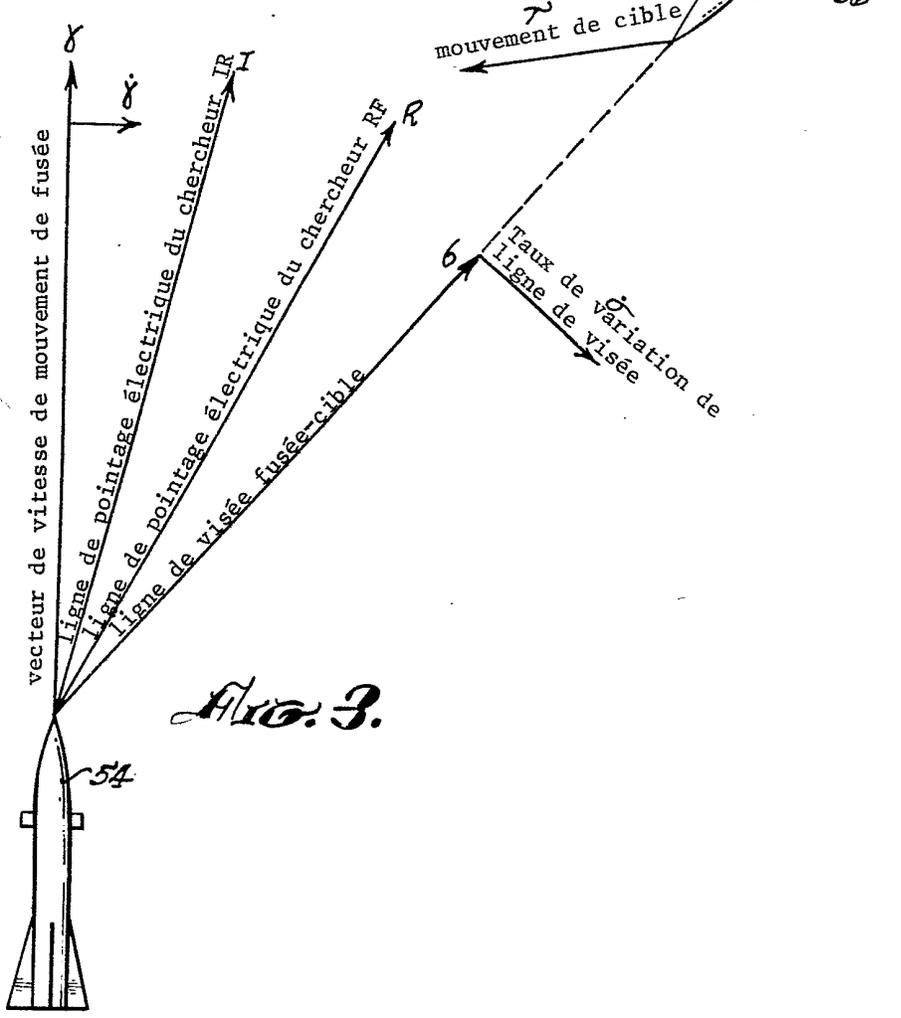
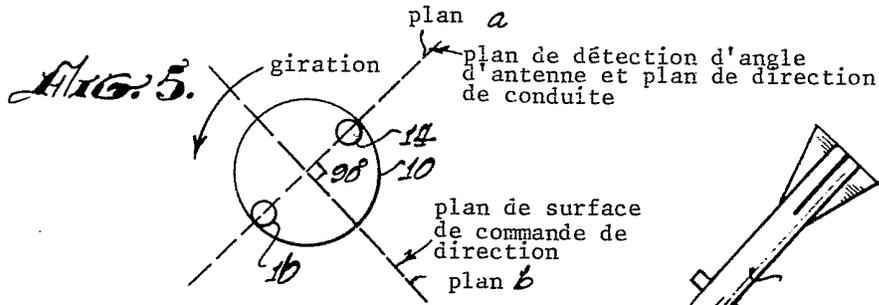
de déphasage (26); et (j) un circuit (40, 42, 44, 46) qui est
relié audit dispositif de sélection de signaux d'erreur (37) et
audit réseau de déphasage (26) de manière à recevoir et à traiter
lesdits signaux d'erreur sélectionnés en vue de la commande du
5 véhicule en giration.

9.- Système de recherche selon la revendication 8, caracté-
risé en ce que ledit circuit comprend un amplificateur (42), qui
est relié audit dispositif de sélection de signaux d'erreur (37)
et qui est sollicité par celui-ci, ainsi qu'un démodulateur (46)
10 connecté audit amplificateur (42) et sollicité par celui-ci.

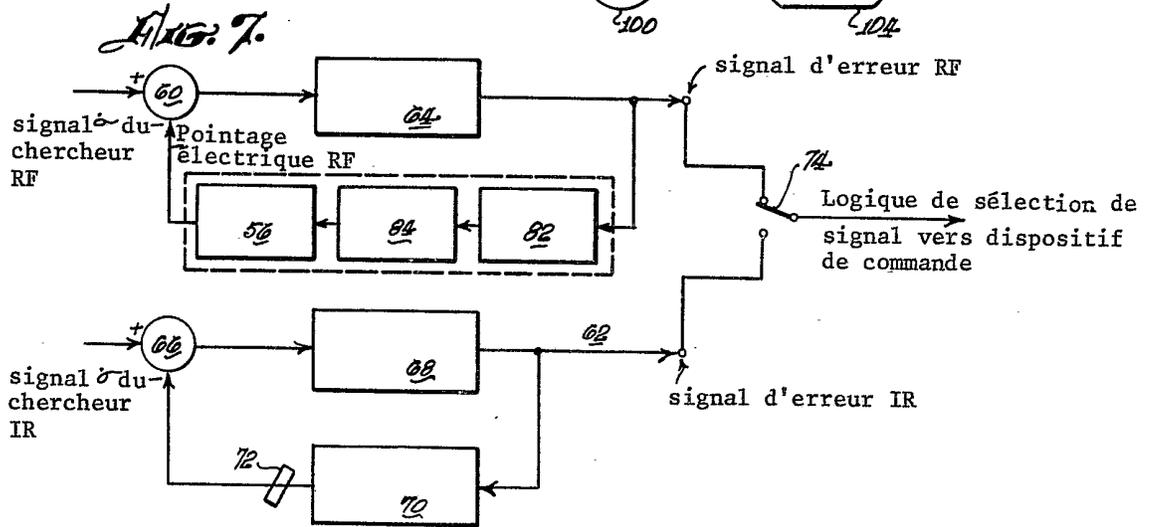
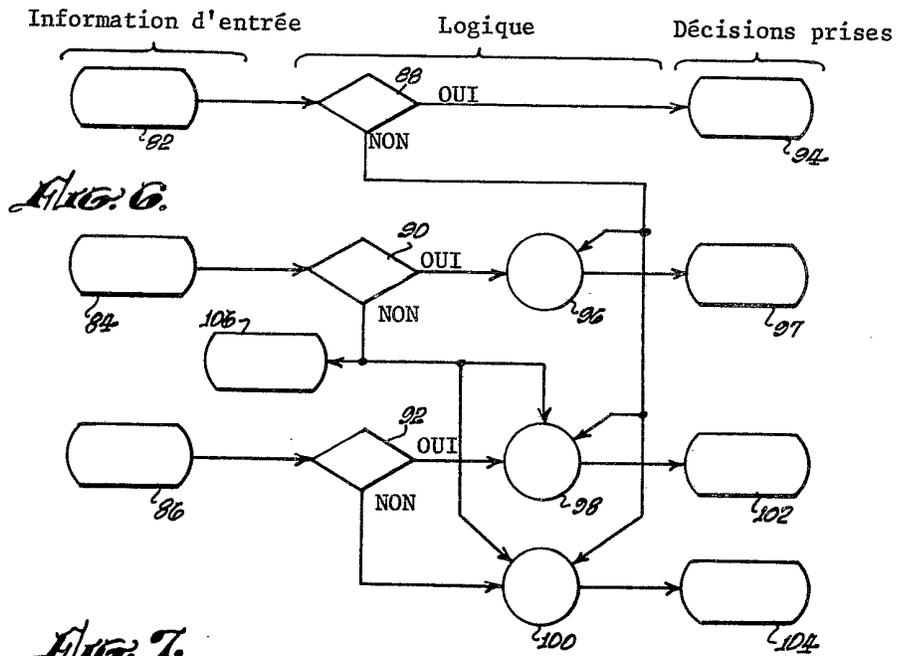
10.- Système de recherche selon l'une quelconque des revendi-
cations 1 à 9, caractérisé en ce que ledit dispositif de sélec-
tion de signaux d'erreur (37) comprend un commutateur (40), un
sélecteur de signaux d'erreur couplé fonctionnellement avec ledit
15 commutateur pour assurer sa commande, un premier processeur de
signaux (23) connecté audit sélecteur de signaux d'erreur de
manière à lui appliquer ledit premier signal d'erreur, et un
second processeur de signaux (39) qui est connecté audit sélec-
teur de signaux d'erreur (37) de manière à lui appliquer ledit
20 second signal d'erreur.



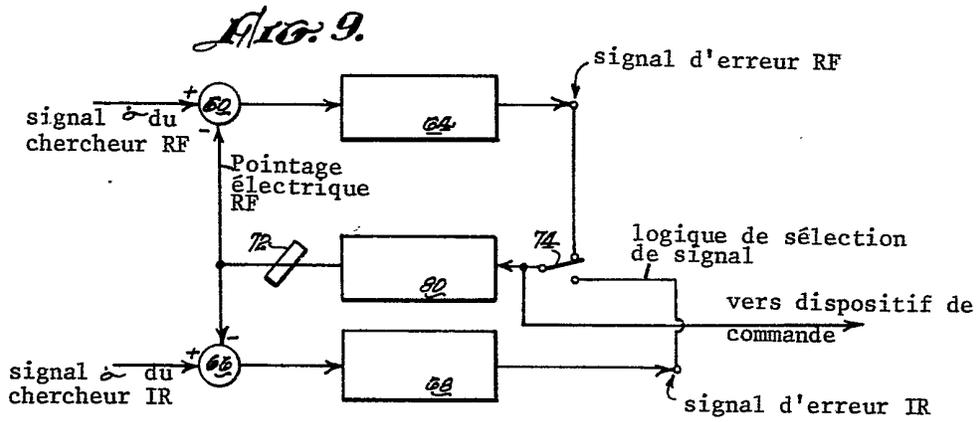
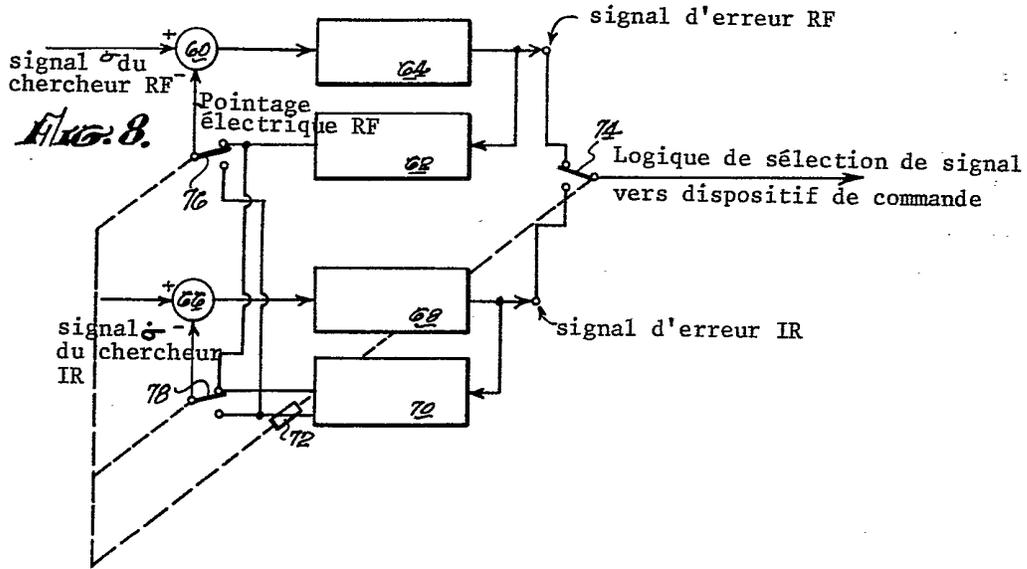
M. Commaire



M. Courmeau



M. Commaux



M. Cornuau