

⑫ **FASCICULE DE BREVET EUROPÉEN**

④⑤ Date de publication du fascicule du brevet:
25.01.89

⑤① Int. Cl.4: **F 41 G 7/22**

②① Numéro de dépôt: **82402180.2**

②② Date de dépôt: **30.11.82**

⑤④ **Méthode de guidage terminal et missile guidé opérant selon cette méthode.**

③① Priorité: **09.12.81 FR 8123025**

④③ Date de publication de la demande:
15.06.83 Bulletin 83/24

④⑤ Mention de la délivrance du brevet:
25.01.89 Bulletin 89/4

⑥④ Etats contractants désignés:
AT BE CH DE FR GB IT LI LU NL SE

⑤⑥ Documents cités:
DE-B-1 092 313
FR-A-2 230 958
FR-A-2 231 947
FR-A-2 478 297
FR-E-71 802
US-A-2 520 433
US-A-3 072 365
US-A-3 282 540
US-A-3 843 076

⑦③ Titulaire: **THOMSON BRANDT ARMEMENTS, 52,**
avenue des Champs Elysées, F-75008 Paris (FR)

⑦② Inventeur: **Metz, Pierre, THOMSON- CSF SCPI 173,**
bld Haussmann, F-75379 Paris Cedex 08 (FR)

⑦④ Mandataire: **Benoit, Monique, THOMSON- CSF**
SCPI 19, avenue de Messine, F-75008 Paris (FR)

EP 0 081 421 B1

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la date de publication de la mention de la délivrance du brevet européen toute personne peut faire opposition au brevet européen délivré, auprès de l'Office européen des brevets. L'opposition doit être formée par écrit et motivée. Elle n'est réputée formée qu'après paiement de la taxe d'opposition (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

Description

L'invention se rapporte aux projectiles guidés et concerne, plus précisément, une méthode de guidage d'un missile, applicable pendant la portion terminale de la trajectoire de vol; elle concerne également un missile guidé opérant selon cette méthode de guidage.

Il existe une demande pour des missiles AIR-SOL capables d'enrayer, à des distances relativement importantes, la menace que présentent des formations terrestres constituées, notamment, par des véhicules motorisés tels que des véhicules blindés progressant par groupes sur le terrain. Ces véhicules blindés, de par leur nature, rayonnent une énergie thermique et, de ce fait, constituent des cibles potentielles qui peuvent être détectées et localisées par un missile muni, par exemple, d'un senseur électrooptique E.O opérant dans la bande I.R du spectre électromagnétique. De plus, le missile peut être doté d'une charge militaire capable de perforer le blindage de protection de véhicules blindés. Il est possible de diriger le tir d'un tel missile vers un groupement de véhicules blindés; toutefois, le problème demeure de fournir, pendant la portion terminale de la trajectoire de descente vers le sol, les corrections de trajectoires nécessaires pour réaliser un impact du missile sur l'un des véhicules détecté par le senseur E.O.

On connaît déjà de US-A-3 843 076 un projectile comportant des moyens de guidage qui permettent, dans la phase terminale de la trajectoire, de corriger l'erreur éventuelle entre la direction d'une cible et la direction d'impact du projectile sur le sol, en chute libre. A cet effet, la base de ce projectile de l'art antérieur est équipée d'un jeu d'ailettes qui imprime au corps du projectile un mouvement d'autorotation de vitesse angulaire sensiblement constante, autour de son axe longitudinal. Dans la tête du projectile est disposé un senseur électro-optique (E.O) et, enfin, dans la partie médiane du corps, un impulseur latéral peut fournir une force de poussée prédéterminée dont la direction est normale au vecteur vitesse du projectile. Le senseur E.O est constitué par une pluralité de cellules photodétectrices arrangées en anneau dans un plan perpendiculaire à l'axe du projectile, afin de fournir un champ de vision conique creux. Ainsi, la surface du sol couverte par le champ de vision du senseur E.O se réduit progressivement en fonction de l'altitude décroissante de la trajectoire. Lorsque la cible rentre dans le champ de vision du senseur, son image tombe sur l'une des cellules photodétectrices, ce qui détermine, en coordonnées polaires, la position de la cible par rapport à l'orientation de l'impulseur. Le signal de sortie du senseur E.O est exploité pour fournir un ordre de déclenchement à l'impulseur latéral à l'instant où l'orientation de celui-ci est opposée à la direction de la cible détectée.

D'autres types de projectiles sont décrits dans

des documents de brevets suivants. FR-A-2 230 958 décrit, d'une manière sommaire, un procédé d'attaque, à partir d'un sous-marin en plongée, d'objectifs volant à basse altitude, à l'aide d'un missile muni d'une tête chercheuse.

Selon le procédé décrit, on lance verticalement et en auto-rotation le missile dont la tête chercheuse est initialement verrouillée dans une position sensiblement perpendiculaire à l'axe du missile. Du fait de cette position et de la rotation, tout l'horizon est balayé. Dès la détection d'une cible, on déverrouille la tête chercheuse afin de poursuivre la cible puis simultanément on bascule le missile dans la direction de la cible poursuivie.

Par ailleurs, le brevet américain US-A-2 520 433 décrit un missile muni d'un capteur/senseur sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle.

Le missile comprend une première et une seconde section principales mutuellement accouplées et libres à tourner l'une par rapport à l'autre autour de l'axe longitudinal du corps du missile. La première section contient un capteur/senseur, un générateur de gaz qui, évidemment, alimente une tuyère latérale pour fournir une force de poussée transversale. Dans la première section il existe un amplificateur 80 qui donne à un organe générateur 71, 72 l'ordre de pilotage pour déclencher la force de poussée transversale en vue de faire varier l'attitude de roulis du corps de missile.

En outre, le brevet allemand DE-B-1 092 313 décrit une méthode de guidage d'un missile, pendant la portion terminale de sa trajectoire, plus précisément lors de la poursuite d'une cible qui a été détectée. Ce brevet décrit également ledit missile. Celui-ci comporte une section avant, en rotation (à une première vitesse) autour d'un premier axe, et une section arrière, accouplée à la section avant, en rotation (à une seconde vitesse) autour d'un second axe, le premier axe tournant lui-même autour du second axe en faisant avec ce dernier un angle constant. Ces rotations respectives sont assurées par un organe moteur. La section avant comporte un senseur sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle, et des ailettes qui font un angle variable et réglable avec ladite section avant, une variation de cet angle créant une force de poussée transversale. La section arrière est munie d'un empennage stabilisateur. Le missile comporte en outre un générateur d'ordres de pilotage, auquel le senseur délivre des signaux (qui dépendent des directions respectives dudit second axe et d'une ligne de visée missile/cible), ce générateur transmettant alors audit organe moteur un ordre de pilotage qui modifie l'angle entre ledit second axe et ladite ligne de visée en vue d'orienter le missile sur la cible.

Ces projectiles de l'art antérieur de construction relativement simple ne permettent pas d'atteindre le degré d'efficacité recherché et, notamment, de réaliser un impact probable sur la

cible. Pour atteindre ce but, la méthode de guidage proposée met en oeuvre un senseur de poursuite de la cible qui mesure la rotation de la ligne de visée missile/cible.

Selon l'invention la méthode de guidage, pendant la portion terminale de sa trajectoire, s'applique à un missile ayant une première section accouplée par un arbre central avec une seconde section, la première section comportant un organe moteur:

- lesdits organe moteur et arbre central permettant une rotation relative entre les deux sections du missile autour d'un même axe, cet axe étant l'axe longitudinal du corps du missile,
- la première section ayant des moyens pour créer une force de poussée transversale normale à la direction de la vitesse de déplacement du missile,
- la première section du missile étant munie d'un senseur sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle.

La méthode comprend, pour la recherche de la cible, les séquences suivantes:

- immobiliser le faisceau de réception du senseur sur l'axe longitudinal du missile;
- imprimer au corps du missile une rotation de vitesse angulaire de roulis déterminée autour de l'axe longitudinal du missile;
- créer ladite force de poussée transversale et maintenir la même force pendant le reste de la phase terminale, pour imprimer au corps du missile un mouvement hélicoïdal, de sorte qu'il effectue un balayage en spirale dudit faisceau, et,
- détecter l'image d'une cible éventuellement captée par le faisceau de réception du senseur;

la méthode comprenant, pour la poursuite de la cible après la détection, les étapes suivantes:

- libérer le faisceau de réception du senseur;
- maintenir l'axe de ce faisceau pointé sur la cible détectée, ledit axe du faisceau formant une ligne visée missile/cible;
- mesurer la vitesse de la rotation de la ligne de visée,
- élaborer un ordre de pilotage proportionnel à la grandeur mesurée de la vitesse de la ladite rotation de la ligne de visée,
- appliquer cet ordre de pilotage à l'organe moteur de sorte qu'il fasse tourner la première section relativement à la seconde section du missile, ceci dans le but de modifier l'angle de roulis de la première section, pour annuler la rotation de la ligne de visée par action de la force transversale, de sorte que soit corrigée la direction de la trajectoire du missile vers la cible.

L'invention concerne également un missile guidé, comportant une section avant accouplée par un arbre central avec une section arrière, la

section avant comportant un organe moteur, lesdits organe moteur et arbre central permettant une rotation relative entre les deux sections du missile,

- la section avant comportant en outre un senseur sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle et des moyens pour fournir une force de poussée transversale,
- l'organe moteur comportant une entrée de commande connectée à un générateur d'ordres de pilotage,
- le missile comportant à sa base un empennage stabilisateur en forme d'ailettes,

caractérisé en ce que:

- les deux sections du missile sont en rotation relative autour d'un même axe, cet axe étant l'axe longitudinal du corps du missile,
- le senseur est muni, d'une part d'un dispositif de verrouillage pour immobiliser pendant la phase de recherche le faisceau de réception du senseur suivant l'axe longitudinal du missile, et d'autre part de moyens pour déverrouiller le senseur en détectant la cible et pour maintenir l'axe de faisceau de réception pointé sur la cible détectée, ledit axe du faisceau formant une ligne de visée missile/cible, un ordre de pilotage étant créé en réponse à la vitesse de rotation de la ligne de visée,
- l'organe moteur comporte un premier membre solidaire de la structure de la section avant et un second membre physiquement couplé à la section arrière,
- ladite entrée de commande est connectée au générateur de pilotage par l'intermédiaire d'un amplificateur,
- l'organe moteur modifie, selon l'ordre de pilotage, pendant la phase de poursuite, l'angle de roulis de la section avant,
- les moyens pour fournir la poussée transversale sont constitués d'un générateur de gaz alimentant une tuyère latérale,
- les ailettes de stabilisation sont déployables.

Un autre objet de l'invention consiste à conférer au missile une vitesse initiale de déplacement déterminée sur sa trajectoire et à maintenir celle-ci sensiblement constante le long de la trajectoire.

Un autre objet de l'invention consiste à faire varier la vitesse angulaire d'autorotation du corps du missile le long de sa trajectoire terminale. En outre, le second membre de l'organe moteur est couplé à la section arrière du missile par un arbre central.

Selon un autre objet de l'invention, la section arrière du missile comporte un compartiment de logement d'un parachute de freinage largable destiné à réduire la vitesse balistique du missile sur la portion de la trajectoire précédant la phase terminale.

Les caractéristiques et les avantages de l'invention ressortiront de la description détaillée

qui va suivre, faite en regard des dessins annexés qui illustrent la méthode de guidage et un mode de réalisation du missile guidé; sur ces dessins:

- la figure 1 représente un projectile guidé de l'art antérieur, 5
- la figure 2 représente le mode de réalisation du senseur électrooptique du projectile de l'art antérieur,
- la figure 3, sous une forme schématique simplifiée, représente un missile guidé comprenant les moyens nécessaires à la méthode de guidage selon l'invention, 10
- la figure 4 représente une vue en coupe transverse du missile guidé de la figure 3, 15
- la figure 5 est un diagramme plan d'axes x, z liés au sol indiquant les principaux paramètres qui déterminent l'étendue du sol balayé par le faisceau du senseur,
- la figure 6 est un diagramme selon un trièdre x, y, z lié au sol illustrant la méthode de recherche d'une cible potentielle, 20
- la figure 7 représente une vue détaillée d'une portion de la trajectoire du missile,
- la figure 8 est un diagramme simplifié représentant une variante de la trajectoire de recherche, 25
- la figure 9 illustre la loi d'accélération conférée au missile en fonction de la vitesse de rotation de la ligne de visée missile/cible, 30
- la figure 10 illustre la loi de contrôle de l'attitude de roulis du corps du missile en fonction de la vitesse de rotation de la ligne de visée missile/cible,
- la figure 11 est une coupe longitudinale d'un missile guidé selon l'invention, 35
- la figure 12 représente, en vue éclatée, les éléments d'un moteur-couple électrique,
- la figure 13 représente un mode de réalisation de l'empennage stabilisateur, 40
- la figure 14 illustre une application du missile guidé à la destruction d'un groupement de véhicules terrestres,
- la figure 15 est une vue éclatée du compartiment d'emport d'un projectile porteur contenant une pluralité de missiles, 45
- la figure 16 est une vue en coupe du projectile porteur montrant la disposition relative des missiles guidés dans le compartiment d'emport. 50
- la figure 17 est un diagramme des composantes du vecteur rotation de la ligne de visée missile-cible dans un trièdre absolu et dans le trièdre missile.
- la figure 18 représente, sous la forme d'un bloc diagramme, les éléments de la boucle d'asservissement en poursuite du missile. 55

La figure 1 représente, sous une forme simplifiée, le projectile de l'art antérieur selon US-A-3 843 076 ainsi que la méthode de guidage terminal correspondante. Le projectile 1 est équipé d'un jeu d'ailettes 2 dont la configuration permet d'imprimer au corps de ce projectile une vitesse angulaire d'autorotation ω_r autour de son

axe longitudinal X portant le vecteur vitesse de déplacement V du projectile sur sa trajectoire. En chute libre, la trajectoire du projectile est inclinée d'un angle θ_t et ce projectile percute le sol en un point 4 décalé angulairement d'un angle θ_c d'une cible potentielle 6.

Dans le but de modifier la trajectoire du projectile, celui-ci est muni d'un impulseur latéral 3 et d'un senseur électrooptique 5 qui fournit un signal de déclenchement de cet impulseur, ce signal de déclenchement résultant de la mesure de l'angle d'erreur θ_c . Il en résulte que le vecteur vitesse V du projectile est modifié d'une quantité V_c pour fournir un vecteur vitesse résultant V_r décalé de l'angle θ_c du vecteur vitesse V pour réaliser l'impact du projectile sur la cible.

La figure 2 représente le mode de réalisation du senseur électrooptique 5 porté par le projectile 1 décrit à la figure 1. Ce senseur E.O est un capteur constitué essentiellement par une pluralité d'éléments photoconducteurs 7 arrangés en couronne dans un plan orthogonal à l'axe longitudinal X du corps du projectile pour fournir un champ de vision conique creux prédéterminé de largeur angulaire. Lorsque l'image 8 de la cible 6 tombe sur l'un des éléments photoconducteurs 7 tel que l'élément 7_i , la grandeur de l'angle relatif A entre la direction de l'impulseur 3 et l'élément photoconducteur 7_i est mesuré par le senseur E.O et fournie à un circuit de calcul qui détermine l'instant de déclenchement de l'impulseur 3 correspondant au passage de celui-ci dans la direction de la cible détectée.

La figure 3 représente, sous une forme schématique simplifiée, un missile guidé 10 qui comprend des moyens spécifiques de la méthode de guidage terminale selon l'invention. Ce missile comprend: un senseur 11, sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle, située dans la tête du missile, un moyen 12 pour fournir une poussée transversale P_o passant par le centre de gravité G du missile et un moyen 13 pour contrôler l'angle de roulis $\emptyset$ (Fig. 4) du corps du missile 10 autour de son axe longitudinal X. Le senseur est muni d'un moyen de verrouillage permettant d'immobiliser son faisceau sur l'axe longitudinal X, de moyens de détection de la présence éventuelle d'une cible interceptée par ce faisceau et de moyens de poursuite angulaire pour mesurer la vitesse de rotation $\dot{\eta}$ de la ligne visée (L.O.S.) cible/missile. Le moyen 12 pour fournir une poussée transversale P_o comprend une chambre de combustion qui alimente une tuyère latérale dont la direction de poussée est inclinée, d'un angle $\pi/2 - \alpha$, sur l'axe longitudinal X du missile; il en résulte que les composantes transverses F_N et longitudinales F_L de la force F appliquée au missile sont données par les relations suivantes:

$$F_N = F \cos \alpha$$

$$\text{et } F_L = F \sin \alpha$$

auxquelles correspondent l'accélération normale γ_N donnée par la relation suivante

$$\gamma_N = \frac{F_N}{M}$$

et l'accélération longitudinale γ_L donnée par la relation suivante:

$$\gamma_L = \frac{F_L}{M} \sim g$$

où M est la masse du missile et g la grandeur du champ de pesanteur terrestre.

La figure 4 représente une section du missile 10, d'axes X, Y, et Z; et montre les composantes F_Y et F_Z de la force normale F_N en fonction de l'angle de roulis $\emptyset$ du corps du missile autour de son axe longitudinal X. Ces composantes F_Y et F_Z sont données par les relations suivantes:

$$F_Y = F_N \cos \emptyset$$

$$F_Z = F_N \sin \emptyset$$

Le corps du missile peut tourner dans les deux sens, par rapport à l'axe X avec une vitesse angulaire instantanée ou vitesse d'autorotation $\emptyset$. Les grandeurs $\emptyset$ et $\dot{\emptyset}$ peuvent être mesurées à bord du missile et utilisées respectivement pour contrôler l'angle de roulis $\emptyset$ et la vitesse d'autorotation $\dot{\emptyset}$ du corps de missile.

La figure 5 est un diagramme plan d'axe x, z lié au sol sur lequel sont indiqués les principaux paramètres qui déterminent l'étendue du sol balayé par le faisceau de réception 14 du senseur E.O. porté par le missile 10 décrit précédemment. Le centre de gravité G du missile est animé d'une vitesse de déplacement V dirigée suivant l'axe longitudinal X du corps du missile et il est soumis à un système de forces comprenant: la force normale F_N à laquelle correspond une accélération γ_N normale au vecteur vitesse V, la force longitudinale F_L à laquelle correspond une accélération γ_L dirigée selon l'axe longitudinal X et la force de pesanteur terrestre à laquelle correspond le vecteur accélération g dirigé suivant la verticale du lieu. Le faisceau 14 du senseur a un champ angulaire de demi-ouverture ε relativement étroite, quelques degrés par exemple. La droite G.I. de la trajectoire de descente du missile est inclinée d'un angle $\emptyset_0$ sur l'horizontale. Le corps du missile étant l'objet d'une vitesse d'autorotation $\dot{\emptyset}$ autour de son axe longitudinal X et le faisceau 14 du senseur E.O. étant immobilisé sur cet axe longitudinal X, il en résulte que le faisceau 14 décrit en fonction du temps un cône creux d'axe G.I. dont les demi-ouvertures externe et interne ont pour valeurs respectives $(\emptyset + \varepsilon)$ et $(\emptyset - \varepsilon)$. L'altitude R_h du missile au-dessus du sol diminuant proportionnellement au temps, l'axe 15 du faisceau 14 décrit sur le sol, en fonction du temps, une spirale convergente de rayon R_s centrée sur le point I. L'étendue de la surface du sol balayée par le faisceau 14 est un cercle lorsque l'angle de descente est égal à 90° et une

ellipse de faible excentricité lorsque la valeur de cet angle θ_0 reste élevée, 60 à 70° par exemple.

La figure 6 est un diagramme dans un trièdre x, y, z lié au sol qui illustre la méthode de recherche d'une cible par le missile décrit précédemment, dans un cas particulier correspondant à un angle de descente θ_0 égal à 90° . On considère, ici, le cas où la vitesse de rotation $\dot{\emptyset}$ du missile autour de son axe longitudinal X est maintenue constante ainsi que la vitesse V du missile en négligeant la force de résistance de l'air et en considérant que la force d'accélération γ_L longitudinale produite par la tuyère du missile et la force de pesanteur g sont de valeurs égales et opposées. La trajectoire S du centre de gravité G du missile décrit une hélice portée par un cylindre 16 d'axe z vertical passant sensiblement par le point I et le rayon de ce cylindre a une grandeur r. L'étendue A_s de la surface du sol balayée par le faisceau 14 du senseur E.O. est donnée par la formule suivante:

$$A_s = \pi \cdot [R_h \cdot \operatorname{tg} (\theta + \varepsilon)]^2$$

La surface du sol ΔA_s interceptée par le faisceau optique est une ellipse dont les grandeurs des axes ΔR_s et $\Delta R'_s$ sont données respectivement par les relations suivantes:

$$\Delta R_s = \frac{2R_h \sin \varepsilon}{\cos \theta}$$

$$\text{et } \Delta R'_s = 2 R_h \sin \varepsilon$$

La distance oblique R_d , entre le missile et la surface ΔA_s du sol interceptée par le faisceau du senseur E.O., est donnée par la relation suivante:

$$R_d = \frac{R_h}{\cos \theta}$$

La distance horizontale R_s entre le point I et le centre de la surface ΔA_s est donnée par la relation suivante:

$$R_s = R_h \cdot \operatorname{tg} \theta$$

Sur cette figure 6, on a aussi indiqué une cible c animée d'une vitesse V_c et distante d'une valeur R_c du point I. Pour assurer une probabilité de détection élevée d'une cible telle que c, la vitesse angulaire Ω autour de l'axe vertical 7 du faisceau 14 du senseur E.O. doit être déterminée pour obtenir un certain degré de recouvrement des trames de balayage successives.

Le temps de passage T_D du faisceau optique sur une cible c est donné par la relation suivante:

$$T_D = \frac{2\varepsilon}{\Omega}$$

où Ω est la vitesse de rotation angulaire du faisceau.

La figure 7 représente une vue détaillée d'une portion de la trajectoire S du missile 10 représentée sur la figure précédente. Le vecteur vitesse V du missile a pour origine le point G représentant le centre de gravité du missile, ce

vecteur vitesse V est contenu dans un plan P tangent à une génératrice d'un cylindre 16 portant le point G. Les composantes du vecteur vitesse V sont la composante verticale V_h et la composante orthogonale V_t données par les relations suivantes:

$$V_h = V \cdot \cos \theta$$

$$\text{et } V_t = V \cdot \sin \theta$$

La composante de vitesse V_t est tangente au cercle de centre O et de rayon r . Des relations générales de la dynamique

$$r \cdot \Omega = V_t$$

$$r\Omega^2 = \gamma_N = r \left(\frac{\dot{\theta}}{\cos \theta} \right)^2$$

avec

$$\Omega = \frac{\dot{\theta}}{\cos \theta}.$$

En combinant les relations précédentes, on obtient la valeur de l'angle d'inclinaison θ du vecteur vitesse V du missile, par rapport à la génératrice G.I du cylindre

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{\gamma_N}{V \cdot \dot{\theta}}$$

La figure 8 est un diagramme simplifié représentant une variante de la méthode de recherche d'une cible sur le sol. Selon cette variante, la vitesse angulaire $\dot{\theta}$ de roulis du missile, autour de son axe longitudinal X, est variée en fonction de l'altitude R_h du missile au-dessus du sol. Les formules précédentes donnant les valeurs de la largeur ΔR_s des trames successives de balayage et l'angle d'inclinaison θ du vecteur vitesse V du missile peuvent être réécrites sous une forme approximée:

$$\Delta R_s = 2 H \cdot \varepsilon \text{ mètres}$$

H correspondant à la distance séparant le centre de gravité G du centre de la surface ΔA_s

$$\text{et, } \theta \approx \frac{\gamma_N}{V \cdot \dot{\theta}}$$

en considérant que les valeurs des angles ε et θ ont des valeurs toujours faibles.

On peut montrer que si les trames de balayage adjacentes du faisceau du senseur E.O se recouvrent avec un facteur de recouvrement de 50 %, on a la relation suivante:

$$(\dot{\theta})^2 \approx \frac{2 \gamma_N}{H \cdot \varepsilon} \text{ rad.}^2 \text{s}^{-1}$$

Il en résulte que la trajectoire S du centre de gravité G du missile se trouve inscrite sur la surface d'un cône.

On vient d'analyser en détail la portion initiale de la trajectoire terminale du missile correspondant à la phase de recherche d'une cible éventuelle située dans une zone A_s du sol

centrée sur l'axe de descente du missile. Dans ce qui suit, on décrira la portion finale de la trajectoire du missile correspondant à l'acquisition de l'image de la cible par le senseur et, consécutivement, au pilotage du missile pour réaliser un impact sur la cible détectée. En se référant à nouveau aux figures 6 et 7, on voit que, lorsque le plan P , dans son mouvement de rotation par rapport à l'axe vertical z passe, à un instant donné, au voisinage du point C correspondant à la position d'une cible et que la relation suivante:

$$R_c \approx R_h \cdot \operatorname{tg} \theta$$

est sensiblement satisfaite, le senseur E.O détecte l'image de la cible. A partir de cet instant, le senseur E.O fournit les signaux de sortie suivants: un premier signal de sortie indiquant la présence d'une cible dans le faisceau 14 et un second signal de sortie proportionnel à la vitesse de rotation $\dot{\eta}$ de la ligne de visée missile/cible. Le premier signal de sortie est utilisé pour libérer le faisceau du senseur optique et autoriser la poursuite angulaire du senseur sur l'image de la cible; le second signal de sortie, une fois la poursuite angulaire assurée, est fourni à un moyen de calcul pour contrôler l'angle de roulis $\dot{\theta}$ de la section avant (voir page 13 fig. 11) du corps du missile et, par voie de conséquence, de piloter le missile en direction.

La figure 9 est un diagramme qui représente l'accélération en fonction de la vitesse de rotation $\dot{\eta}$ de la ligne de visée missile/cible, γ_N étant l'accélération correspondant à la force F_N de poussée normale au vecteur vitesse V passant par l'axe longitudinal X du missile et $\Delta \theta$ l'angle d'orientation de cette force de poussée correspondant à l'angle $\dot{\theta}$ de roulis dans la figure 4.

L'équation de la loi de pilotage du missile est de la forme:

$$\gamma_{\eta} = \gamma_N \cos \Delta \theta = 2 \dot{\eta}_0 V + A (\dot{\eta} - \dot{\eta}_0) \cdot V$$

qui correspond à une loi de navigation proportionnelle de gain A comportant un biais $\dot{\eta}_0$, γ_{η} représentant l'accélération en rotation de la ligne de visée missile/cible. Si, à titre d'exemple, on fait correspondre à ce biais l'accélération

$$\frac{\gamma_N}{2},$$

ce qui a l'avantage de donner une marge de manoeuvrabilité égale de part et d'autre de la grandeur $\dot{\eta}_0$ donnée par la relation suivante:

$$\dot{\eta}_0 = \frac{1}{4V} \cdot \gamma_N$$

En conséquence, le signal d'entrée de pilotage est proportionnel à la grandeur $\dot{\eta}$ et la réponse est la grandeur $\Delta \theta$ de l'orientation de la force de poussée F_N par rapport à la direction du vecteur rotation $\dot{\eta}$ tel que

$$\Delta\emptyset = \text{Arc cos} (K\dot{\eta} + K_0)$$

puisque les termes $\dot{\eta}_0$ et V de l'équation de la loi de guidage sont des constantes.

Les figures 9 et 10 représentées en regard, illustrent les lois de l'accélération γ et de l'angle de pilotage en roulis $\Delta\emptyset$ du missile en fonction du module du vecteur de rotation $\dot{\eta}$.

La figure 17 est un diagramme montrant les composantes du vecteur rotation $\dot{\eta}$ dans un trièdre absolu U, V et dans le trièdre missile Y, Z référencé à la direction de la tuyère de pilotage.

La figure 18 représente, sous la forme d'un bloc diagramme, la boucle d'asservissement en poursuite du missile qui comprend les éléments suivants: le senseur de guidage 100 qui délivre les composantes $\dot{\eta}_y$ et $\dot{\eta}_z$ du vecteur de la vitesse de rotation de la ligne de visée missile-cible, ces deux composantes sont fournies à un dispositif résolveur 110 et un opérateur 120 qui élabore le module du vecteur rotation $|\dot{\eta}|$, ce vecteur rotation $|\dot{\eta}|$ est appliqué à un opérateur 130 pour fournir un signal de sortie $\Delta\emptyset$ conformément à la loi de guidage représentée sur la figure 10 et par l'intermédiaire d'un moteur d'asservissement 140, tourne le résolveur 110 d'un angle équivalent; enfin, le signal de sortie $V \varepsilon$ est appliqué au moyen de contrôle en roulis 150 de la section avant du corps de missile correspondant au moyen 13 de la figure 3, et à l'organe moteur 24 de la figure 11.

La composante croisée de l'accélération $\gamma_T = \gamma_N \sin \Delta\emptyset$ engendre un mouvement spirale de la trajectoire d'interception du missile. La vitesse angulaire $\emptyset$ de roulis de la section avant du corps du missile est alors donnée par la relation suivante:

$$\emptyset = \frac{2V_R}{R_d \tan \Delta\emptyset_0}$$

dans laquelle V_R est la vitesse relative et R_d la distance restante missile-cible. Il en résulte que la composante d'accélération γ_N assure une navigation proportionnelle biaisée et la composante d'accélération γ_T engendre une trajectoire spirale mais n'a pas d'effet sur la convergence du guidage sur la cible.

La méthode de guidage qui vient d'être décrite peut s'appliquer à un missile guide de calibre modéré, par exemple de l'ordre de 100 mm, et les grandeurs des principaux paramètres énumérés ci-dessus peuvent, à titre indicatif, se situer autour des valeurs suivantes: vitesse de déplacement V du missile sur sa trajectoire de l'ordre de 50 ms⁻¹, angle de descente θ_0 compris entre 60 et 90°, angle d'inclinaison θ du vecteur vitesse missile sur l'axe de descente compris entre 10 et 15°, demi-ouverture angulaire ε du faisceau du senseur de l'ordre de 4 à 8°, altitude R_h du missile à l'instant d'allumage du générateur de gaz, de l'ordre de 500 m. Pour ces valeurs des principaux paramètres, la durée de parcours de la portion terminale de la trajectoire se situe entre 10 et 15 secondes et, pour une valeur de l'accélération normale γ_N de l'ordre de 25 ms⁻², la

vitesse angulaire de rotation en roulis $\emptyset$ est de l'ordre de 2,5 rad.s⁻¹, la surface du sol balayée par le faisceau du senseur est d'environ 5.10⁴m². Toutes les valeurs de ces paramètres peuvent varier en fonction de la mission spécifique du missile.

La figure 11 est une vue selon une coupe longitudinale d'un mode de réalisation d'un missile guidé opérant conformément à la méthode de guidage qui vient d'être décrite.

Le missile guidé 10 comprend deux sections principales: une première section principale 20, dite "section avant" et une seconde section principale 30 dite "section arrière" qui sont libres de tourner l'une par rapport à l'autre autour de l'axe longitudinal X du missile. Les sections avant et arrière sont mutuellement accouplées par l'intermédiaire d'un arbre central 21 porté par deux paliers 22a et 22b. A l'intérieur de la section avant 20 sont disposés les éléments suivants:

- un senseur E.O 23 situé derrière un dôme transparent 23a,
- un organe moteur 24 permettant de contrôler l'angle $\emptyset$ de roulis de cette section avant; cet organe moteur comprenant: un premier membre 24a solidaire de la structure mécanique de cette section avant et un second membre 24b physiquement couplé à l'arbre central 21 d'accouplement des sections avant et arrière du missile,
- un compartiment 25 rassemblant les circuits électroniques associés au senseur E.O, d'une part, et à l'organe moteur 24, d'autre part, et
- un générateur de gaz 26 couplé à une tuyère latérale 27 dont l'orifice de sortie est situé sur la paroi latérale externe de cette section avant.

La section arrière 30 du missile,

physiquement solidaire de l'arbre central d'accouplement 21, est munie, à sa base, d'un empennage stabilisateur 31 formé par un jeu d'ailettes 32 déployables; sur cette figure, seules, deux ailettes ont été représentées; l'une des ailettes 32a est montrée en position déployée ou active tandis que l'autre ailette 32b est montrée en position repliée ou inactive. A l'intérieur de cette section arrière sont disposés les éléments suivants:

- la charge militaire 33 du missile, et
- un compartiment de rangement 34 d'un parachute 35 libéré sur la trajectoire du missile, puis largué en vol.

Un tel missile peut être caractérisé par ses principaux paramètres dimensionnels suivants: son calibre égal à son diamètre extérieur D_0 , sa longueur hors-tout L_0 , l'envergure de ses ailettes L_E et sa masse totale M_0 .

On décrira maintenant les principaux éléments énumérés ci-dessous. Le senseur E.O 23 est un capteur sensible, par exemple, à l'énergie d'origine thermique rayonnée par les véhicules à intercepter et le dôme 23a est transparent au rayonnement I.R correspondant. Ce senseur E.O

comprend un montage optique au foyer duquel est disposé un élément photodétecteur 23c pour fournir un faisceau 14 de réception de demi-ouverture égale à une quantité ε , ce faisceau étant matérialisé par son axe 15. L'ensemble constitue par le montage optique et l'élément photodétecteur 23c est porté par un gyroscope comprenant des moyens de verrouillage (tulipage) pour immobiliser l'axe du faisceau optique 14 sur l'axe longitudinal X du missile et des moyens de précession permettant, en position déverrouillée, d'orienter ce faisceau optique dans l'espace. En outre, ce senseur E.O comprend des moyens électroniques pour détecter la présence d'une source thermique interceptée par le faisceau et des moyens d'asservissement de l'axe du faisceau optique sur la droite missile/cible.

L'organe moteur 24 permettant de contrôler l'angle de roulis de la section avant du missile est un moteur-couple. Un moteur-couple est une machine électrique multipolaire rotative qui peut être accouplée en prise directe avec la charge à entraîner. Ce type de machine transforme des signaux électriques de commande en un couple mécanique suffisamment important pour obtenir un degré de précision déterminé dans un système d'asservissement de vitesse ou de position. Un moteur-couple du type "pancake", de par sa conception, peut être aisément intégré à la structure du missile. Comme représenté sur la figure 12, ce type de moteur-couple comprend essentiellement trois éléments: un stator 24a qui fournit un champ magnétique permanent, un rotor feuilleté 24b, bobiné, solidaire d'un collecteur à lames 24c, et un anneau porte-balai 24d équipé de connexions destinées à recevoir des signaux de commande. De par ses caractéristiques mécaniques, ce moteur-couple assure un couplage rigide avec la charge, d'où une fréquence de résonance mécanique élevée; de par ses caractéristiques électriques, le temps de réponse intrinsèque d'un moteur-couple peut être court et sa résolution élevée. De plus, le couple délivré croît proportionnellement au courant d'entrée et est indépendant de la vitesse ou de la position angulaire. Le couple étant linéaire en fonction du courant d'entrée, ce type de machine est exempt de seuil de fonctionnement. Des moteurs-couples sont commercialisés, notamment, par les firmes ARTUS (France) et INLAND (U.S.A.). Le second membre 24b de l'organe moteur, du fait de sa liaison avec la partie arrière empennée du missile, est l'objet d'un couple résistant résultant de la combinaison du couple d'inertie de cette section arrière et du couple aérodynamique fourni par l'empennage. Le premier membre 24a de l'organe moteur comporte une entrée de commande qui est connectée à un amplificateur qui inclut des réseaux électriques correcteurs. L'entrée de cet amplificateur, pendant la phase de recherche d'une cible par le senseur, reçoit un signal électrique résultant de la comparaison de la vitesse angulaire $\dot{\theta}$ de roulis du corps du

missile et d'une valeur de consigne. La vitesse angulaire de roulis du corps du missile peut être fournie par un gyromètre dont l'axe sensible est aligné sur l'axe longitudinal du missile. La valeur de consigne peut être variée en fonction du temps, c'est-à-dire en fonction de l'altitude du missile au-dessus du sol. Pendant la phase de pilotage du missile sur la cible détectée, l'entrée de l'amplificateur de l'organe-moteur reçoit un signal électrique permettant de contrôler l'angle de roulis du corps du missile dans le but d'annuler la rotation de la ligne de visée missile/cible.

L'empennage 31 du missile est constitué par des ailettes mobiles entre une position rabattue contre le corps du missile et une position déployée active. Compte tenu de la vitesse de déplacement V relativement faible du missile, il est nécessaire que l'empennage fournisse un couple stabilisateur aérodynamique important, ceci est obtenu par des ailettes de grand allongement qui sont plaquées tangentiellement sur le corps du missile. La figure 13 est une vue en perspective de l'ensemble de l'empennage, les ailettes situées sur le devant de la figure étant supprimées dans un but de clarté. Le corps 31a de l'empennage est une pièce annulaire munie, par exemple, d'un filetage intérieur 31b permettant sa fixation sur la base de la section arrière 30 du missile. Cette pièce annulaire comporte un jeu de chapes 31c inclinées et régulièrement réparties sur le pourtour de la pièce. Dans ces chapes, une fente 33 à faces parallèles permet d'encastrer la patte d'articulation 34 de l'ailette 32 qui peut pivoter, par l'intermédiaire d'un tourillon dans les trous 33a et 33b. Du point de vue mécanique, l'empennage est complété, pour chacune des ailettes, par un dispositif de verrouillage en position déployée. Ce dispositif est constitué, par exemple, par un mécanisme de verrouillage à ressort 36 qui actionne un goujon 37, lequel peut s'engager dans une encoche latérale ménagée à cet effet dans la patte d'articulation de l'ailette. Un mode de réalisation détaillé de ce type d'empennage a été décrit dans le brevet français PV. n° 53 419, déposé le 15 Mars 1966 et publié sous le n° 1 485 580. En plus de sa fonction stabilisatrice, l'empennage fournit un couple résistant aérodynamique qui est transmis au second membre 24b de l'organe moteur 24.

Le générateur de gaz 26 est essentiellement constitué par une chambre de combustion à l'intérieur de laquelle sont disposés deux blocs 26a et 26b de propergol solide. Entre ces deux blocs de propergol, est située une tuyère d'éjection 27 dont l'orifice de sortie débouche sur la paroi latérale du corps du missile. La direction de poussée des gaz P_0 est inclinée d'un angle α sur l'avant du missile pour fournir les deux composantes de force d'accélération: la force longitudinale F_L permettant de compenser la force de pesanteur terrestre et la force normale F_N utilisée en combinaison avec l'angle de roulis du corps du missile pour varier l'orientation du

vecteur vitesse V du missile. La section de la chambre de combustion et, par voie de conséquence, la section des blocs de propergol, peuvent être de forme torique pour laisser un libre passage autour de l'axe longitudinal X du missile, notamment pour disposer l'arbre d'accouplement 21 des sections avant et arrière du missile.

La masse totale m_p de propergol doit satisfaire à la relation suivante:

$$m_p = \frac{F \cdot T_d}{g \cdot I_s}$$

où F est la force de poussée nécessaire, T_d la durée de trajet maximale du missile sur la portion terminale de sa trajectoire et I_s l'impulsion spécifique du propergol utilisé.

La charge militaire peut être avantageusement du type dit "à charge creuse" qui produit un jet capable de perforer le blindage de protection des véhicules. Pour assurer un libre passage du jet le long de l'axe longitudinal du missile, l'arbre d'accouplement 21 des sections avant et arrière du missile comprend un évidement dans sa portion axiale; de plus, un libre passage peut être aménagé également dans la partie centrale du compartiment 25 rassemblant les circuits électroniques associés au senseur E.O 23 et à l'organe moteur 24.

Le parachute de freinage 35 du missile peut être un parachute similaire à ceux mis en oeuvre dans la technique des projectiles freinés tels que les bombes d'aviation. A ce parachute sont associés des dispositifs de libération et de largage non représentés. La durée d'action du parachute est fonction de la masse M_0 du missile et du rapport de la vitesse de croisière à la vitesse V prédéterminée sur la portion terminale de la trajectoire du missile.

Le missile guidé qui vient d'être décrit en détail peut être un missile de moyen calibre de l'ordre de 100 mm et un facteur d'allongement d'environ 6 à 7 pour un poids de 10 à 15 kgs. Toutefois, on peut indiquer que toutes ses valeurs peuvent être modifiées dans de larges limites fonction notamment de la puissance de destruction de la charge militaire emportée.

Le missile guidé, en lui-même, tel qu'il vient d'être décrit, peut constituer un sous-projectile d'un projectile de dimensions plus importantes dont la fonction principale est d'assurer l'emport de ce ou d'un groupement de tels sous-projectiles sur la portion de croisière jusqu'à la position terminale de la trajectoire de tir.

On se réfère maintenant à la figure 14 qui illustre la portion transitoire entre la portion de croisière et la portion terminale de la trajectoire de tir. Le projectile porteur 50 transporte des sous-projectiles ou missiles guidés 51, 52 et 53 situés dans une section 54. Dès l'abord de la portion de transition de la trajectoire, les missiles guidés sont éjectés et dispersés avec une vitesse initiale importante sensiblement égale à celle du projectile porteur et se trouvent à une altitude, au-dessus du sol, prédéterminée. Afin de réduire

leur vitesse initiale de déplacement pour atteindre la vitesse V adéquate pour réaliser l'acquisition et l'interception des cibles, le parachute de freinage 35 du missile est libéré pendant une durée déterminée, après laquelle la liaison mécanique entre le missile et le parachute est rompue pour assurer le largage de celui-ci. L'empennage stabilisateur 31 est déployé et la section avant du missile est mise en autorotation. Dès lors, le générateur de gaz, pour produire la force de poussée transversale F_N est activé et la phase de recherche d'une cible potentielle située au sol peut débiter. Il résulte de la force d'éjection imprimée par le véhicule porteur 50 à l'instant de sa séparation des sous-projectiles 51 à 53, une certaine distance de dispersion R_D au moment où débute l'opération de recherche des cibles par le senseur du sous-projectile.

La figure 15 est une vue partielle éclatée de la section 54 du projectile porteur 50 qui montre un exemple d'installation d'un groupement de trois missiles guidés 51, 52 et 53. Ces missiles sont régulièrement repartis autour de l'axe longitudinal du projectile porteur, en outre, un groupement identique de missiles peut être installé en tandem, si nécessaire.

La figure 16 est une coupe transversale du projectile porteur 50 qui montre la disposition relative des missiles guidés 51, 52 et 53 à l'intérieur de la section de logement 54. Les missiles guidés sont en appui sur des éléments 55 actionnés par un mécanisme d'éjection 56 dont la fonction complémentaire est de communiquer une certaine quantité de mouvements aux missiles lors de leur éjection, dans le but d'assurer une dispersion relative prédéterminée. Le mécanisme d'éjection 56 peut être d'un type mécanique connu actionné par des moyens hydrauliques, pneumatiques ou éventuellement électriques. Dans le but de minimiser la section transversale du projectile porteur, les missiles peuvent être munis d'un empennage forme de quatre ailettes déployables 32, afin de permettre un certain encastrement matériel de celles-ci.

Le Tableau I est un tableau récapitulatif du déroulement des principales opérations effectuées par le missile au cours de sa trajectoire de tir.

Le missile guidé selon l'invention n'est pas limité dans ses caractéristiques et ses applications au mode de réalisation décrit. Notamment, le senseur peut être du type passif ou semi-actif et opérer dans les bandes optiques ou radar du spectre électro-magnétique, la disposition relative des éléments tels que l'organe moteur 24 et la charge militaire 33 peut être modifiée.

L'invention n'est pas limitée à son application à un missile autonome, mais s'applique également à un missile porté par des véhicules ou aéronefs classiques.

Tableau I

t_0	- Fin de la phase de croisière portée du missile - verrouillage du senseur sur l'axe longitudinal du missile - démarrage du rotor des éléments gyroscopiques du missile - calage des références gyroscopiques - amorçage de la source primaire d'énergie électrique
$t_0 + T_1$	- Ejection du missile de son porteur.
$t_0 + T_2$	- Ouverture du parachute de freinage.
$t_0 + T_3$	- Largage du parachute de freinage et ouverture de l'empennage stabilisateur.
$t_0 + T_4$	- Allumage du générateur de gaz et application d'une force de poussée transversale au missile, et sensibilisation du senseur du missile.
$t_0 + T_5$	- Mise en autorotation du corps du missile autour de son axe longitudinal.
$t_0 + T_6$	- Détection de la présence d'une cible potentielle au sol et déverrouillage du senseur et asservissement du faisceau du senseur sur l'image de la cible détectée.
$t_0 + T_7$	- Mesure de la rotation de la ligne de visée missile/cible et élaboration de l'ordre de pilotage du missile.
$t_0 + T_8$	- Impact sur la cible et déclenchement de la charge militaire.

Revendications

1. Méthode de guidage, pendant la portion terminale de sa trajectoire, d'un missile (10) ayant une première section (20) accouplée par un arbre central (21) avec une seconde section (30), la première section (20) comportant un organe moteur (24):

- lesdits organe moteur (24) et arbre central (21) permettant une rotation relative entre les deux sections du missile autour d'un même axe, cet axe étant l'axe longitudinal (X) du corps du missile,

- la première section (20) ayant des moyens (26) pour créer une force de poussée transversale (F_N) normale à la direction de la vitesse de déplacement (V) du missile,

- la première section du missile étant munie d'un senseur (23c) sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle, la méthode comprenant, pour la recherche de la cible, les séquences suivantes:

- immobiliser le faisceau de réception (14) du senseur sur l'axe longitudinal (X) du missile;

- imprimer au corps du missile une rotation de vitesse angulaire de roulis (θ) déterminée autour de l'axe longitudinal (X) du missile;

- créer ladite force de poussée transversale (F_N) et maintenir la même force pendant le reste de la phase terminale, pour imprimer au corps du

missile un mouvement hélicoïdal, de sorte qu'il effectue un balayage en spirale dudit faisceau (14), et,

- détecter l'image d'une cible éventuellement captée par le faisceau de réception du senseur (23c);

la méthode comprenant, pour la poursuite de la cible après la détection, les étapes suivantes:

- libérer le faisceau de réception (14) du senseur (23c);

- maintenir l'axe (15) de ce faisceau pointé sur la cible détectée, ledit axe du faisceau formant une ligne (15) de visée missile/cible;

- mesurer la vitesse de la rotation ($\dot{\eta}$) de la ligne de visée,

- élaborer un ordre de pilotage (V_e) proportionnel à la grandeur mesurée de la vitesse de la ladite rotation ($\dot{\eta}$) de la ligne de visée,

- appliquer cet ordre de pilotage à l'organe moteur (24) de sorte qu'il fasse tourner la première section (20) relativement à la seconde section (30) du missile, ceci dans le but de modifier l'angle de roulis (θ) de la première section, pour annuler la rotation ($\dot{\eta}$) de la ligne de visée par action de la force transversale, de sorte que soit corrigée la direction de la trajectoire du missile vers la cible.

2. Méthode de guidage selon la revendication 1, caractérisée en ce que la vitesse de déplacement du missile le long de sa trajectoire est établie à une valeur déterminée (V), au moment où celui-ci aborde la portion terminale de sa trajectoire.

3. Méthode de guidage selon la revendication 2, caractérisée en ce que pendant la portion terminale de sa trajectoire le missile a un mouvement essentiellement vertical et que la vitesse de déplacement (V) du missile le long de sa trajectoire et sur la portion terminale de sa trajectoire est maintenue sensiblement constante en créant une force de poussée longitudinale (F_L) de grandeur sensiblement égale à la force résultant du champ de pesanteur terrestre (g) et de direction alignée avec l'axe longitudinal (X) du missile.

4. Méthode de guidage selon la revendication 3, caractérisée en ce que la vitesse angulaire de roulis ($\dot{\theta}$) du corps du missile est accrue le long de la portion terminale de la trajectoire du missile, pendant la phase de recherche.

5. Missile guidé, comportant une section avant (20) accouplée par un arbre central (21) avec une section arrière (30), la section avant comportant un organe moteur (24), lesdits organe moteur (24) et arbre central (21) permettant une rotation relative entre les deux sections du missile,

- la section avant (20) comportant en outre un senseur (23c) sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle et des moyens pour fournir une force de poussée transversale (F_N),

- l'organe moteur (24) comportant une entrée de commande connectée à un générateur d'ordres de pilotage,

- le missile comportant à sa base un

empennage stabilisateur (31) en forme d'ailettes, caractérisé en ce que:

- les deux sections (20, 30) du missile sont en rotation relative autour d'un même axe, cet axe étant l'axe longitudinal (X) du corps du missile,
- le senseur est muni, d'une part d'un dispositif de verrouillage pour immobiliser pendant la phase de recherche le faisceau de réception (14) du senseur (23c) suivant l'axe longitudinal (X) du missile, et d'autre part de moyens pour déverrouiller le senseur (23c) en détectant la cible et pour maintenir l'axe de faisceau de réception (14) pointé sur la cible détectée, ledit axe du faisceau formant une ligne de visée missile/cible, un ordre de pilotage étant créé en réponse à la vitesse de rotation de la ligne de visée,

- l'organe moteur (24) comporte un premier membre (24c) solidaire de la structure de la section avant et un second membre (24b) physiquement couplé à la section arrière,
- ladite entrée de commande est connectée au générateur de pilotage par l'intermédiaire d'un amplificateur,

- l'organe moteur (24) modifie, selon l'ordre de pilotage, pendant la phase de poursuite, l'angle de roulis ($\emptyset$) de la section avant (20),

- les moyens pour fournir la poussée transversale sont constitués d'un générateur de gaz (26) alimentant une tuyère latérale (27),

- les ailettes de stabilisation sont déployables.

6. Missile selon la revendication 5, caractérisé en ce que le second membre (24b) de l'organe moteur est mécaniquement couplé à la section arrière (30) du missile par l'arbre central (21) d'accouplement.

7. Missile selon la revendication 6, caractérisé en ce que l'organe moteur (24) est un moteur-couple électrique.

8. Missile selon la revendication 7, caractérisé en ce que la section arrière (30) du missile comporte une charge militaire du type "charge creuse" et en ce que la section arrière (20) comporte un évidement axial (21a).

9. Missile selon l'une des revendications 5 à 8, caractérisé en ce que la section arrière (30) du missile comprend un compartiment de rangement (34) d'un parachute (35).

10. Missile selon l'une des revendications 5 à 9, caractérisé en ce que l'empennage stabilisateur (31) est formé d'un jeu d'ailettes (32) repliables contre le corps du missile.

11. Missile selon l'une des revendications 5 à 10, caractérisé en ce qu'il constitue un sous-projectile d'un projectile porteur.

Patentansprüche

1. Verfahren zur Lenkung eines Flugkörpers (10) während des Endbereichs seiner Flugbahn, wobei dieser Flugkörper einen ersten Abschnitt (20) hat, der über einen zentralen Schaft (21) an einen zweiten Abschnitt (30) angekoppelt ist, und der erste Abschnitt (20) ein Antriebsorgan (24)

umfaßt:

- wobei dieses Antriebsorgan (24) und dieser zentrale Schaft (21) zwischen den beiden Abschnitten des Flugkörpers eine Relativdrehung um eine selbe Achse ermöglichen und diese Achse die Längsachse (X) des Rumpfes des Flugkörpers ist,

- wobei der erste Abschnitt (20) Mittel (26) besitzt, um eine querverrichtete Schubkraft (F_N) zu erzeugen, welche zu der Richtung der Fortbewegungsgeschwindigkeit (V) des Flugkörpers senkrecht ist,

- wobei der erste Abschnitt des Flugkörpers mit einem Sensor (23c) versehen ist, der für die von einem potentiellen Ziel ausgestrahlte Energie empfindlich ist,

wobei das Verfahren die folgenden Sequenzen für die Zielsuchphase umfaßt:

- Stillsetzen des Empfangsbündels (14) des Sensors auf die Längsachse (X) des Flugkörpers;
- dem Rumpf des Flugkörpers wird eine

Drehung mit bestimmter Rollwinkelgeschwindigkeit ($\emptyset$) um die Längsachse (X) des Flugkörpers aufgegeben;

- Erzeugen der genannten querverrichteten Schubkraft (F_N) sowie Aufrechterhaltung derselben Kraft während der übrigen Endphase, um dem Rumpf des Flugkörpers eine Schraubenbewegung aufzugeben, so daß er eine spiralförmige Verschwenkung des genannten Bündels (14) ausführt, und

- Erfassen des Bildes eines durch das Empfangsbündel des Sensors (23c) eventuell aufgefangenen Ziels;

wobei das Verfahren die folgenden Schritte für die Zielverfolgung nach der Erfassung umfaßt:

- Freigabe des Empfangsbündels (14) des Sensors (23c);

- Halten der Achse (15) dieses Bündels auf dem erfaßten Ziel, wobei die genannte Bündelachse eine Flugkörper/Ziel-Visierlinie (15) bildet;

- Messen der Drehgeschwindigkeit (η) der Visierlinie;

- Erzeugen eines Lenkbefehls (V_c), der zu der gemessenen Größe der Geschwindigkeit der genannten Drehung (η) der Visierlinie proportional ist;

- diesen Lenkbefehl an das Antriebsorgan (24) anlegen, so daß es den ersten Abschnitt (20) in Bezug auf den zweiten Abschnitt (30) des Flugkörpers in Drehung versetzt, mit dem Ziel, den Rollwinkel ($\emptyset$) des ersten Abschnitts zu verändern, im die Drehung (η) der Visierlinie durch Einwirkung der querverrichteten Kraft zu annullieren, so daß die Richtung der Flugbahn des Flugkörpers gegen das Ziel korrigiert wird.

2. Verfahren zur Lenkung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Fortbewegungsgeschwindigkeit des Flugkörpers entlang seiner Flugbahn auf einem bestimmten Wert (V) zu dem Zeitpunkt festgelegt wird, wo dieser den Endbereich seiner Flugbahn anfliegt.

3. Verfahren zur Lenkung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß der Flugkörper eine im wesentlichen senkrechte Bewegung während

des Endbereichs seiner Flugbahn hat und daß die Fortbewegungsgeschwindigkeit (V) des Flugkörpers entlang seiner Flugbahn und auf dem Endbereich derselben im wesentlichen dadurch konstant gehalten wird, daß eine

Längsschubkraft (F_L) erzeugt wird, deren Größe der aus dem Erdschwerekraftfeld (g) resultierenden Kraft entspricht und deren Richtung auf die Längsachse (X) des Flugkörpers ausgerichtet ist.

4. Verfahren zur Lenkung nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, daß die

Rollwinkelgeschwindigkeit ($\dot{\theta}$) des Rumpfes des Flugkörpers während der Suchphase entlang des Endbereichs der Flugbahn des Flugkörpers erhöht wird.

5. Gelenkter Flugkörper mit einem Vorderabschnitt (20), der über einen zentralen Schaft (21) an einen Hinterabschnitt (30) angekoppelt ist, wobei der Vorderabschnitt ein Antriebsorgan (24) umfaßt, das genannte Antriebsorgan (24) sowie der zentrale Schaft (21) eine Relativdrehung zwischen den beiden Abschnitten des Flugkörpers ermöglichen,

- wobei der Vorderabschnitt (20) ferner einen Sensor (23c), der für die von einem potentiellen Ziel ausgestrahlte Energie empfindlich ist, sowie Mittel zum Erzeugen einer quergerichteten Schubkraft (F_N), umfaßt,

- das Antriebsorgan (24) einen Steuereingang, der mit einem Lenkbefehlsgenerator verbunden ist, umfaßt,

- der Flugkörper an seiner Basis ein stabilisierendes, als Flügel ausgebildetes Leitwerk (31) umfaßt,

dadurch gekennzeichnet, daß:

- die beiden Abschnitte (20, 30) des Flugkörpers um eine selbe Achse in Relativdrehung stehen, wobei diese Achse die Längsachse (X) des Flugkörpers ist,

- der Sensor einerseits mit einer Verriegelungsvorrichtung versehen ist, um während der Suchphase das Empfangsbündel (14) des Sensors (23c) entlang der Längsachse (X) des Flugkörpers festzuhalten, und andererseits mit Mitteln versehen ist zur Entriegelung des Sensors (23c) bei der Erfassung des Zieles und zum Festhalten des Empfangsbündels (14) auf dem erfaßten Ziel, wobei die genannte Bündelachse eine Flugkörper/Ziel-Visierlinie bildet und ein Lenkbefehl als Antwort auf die Drehgeschwindigkeit der Visierlinie gebildet wird.

- das Antriebsorgan (24) ein erstes Element (24c) umfaßt, das mit der Struktur des Vorderabschnittes festverbunden ist, sowie ein zweites Element (24b) umfaßt, das an den Hinterabschnitt direkt angekoppelt ist,

- der genannte Befehlseingang über einen Verstärker mit dem Lenkbefehlsgenerator verbunden ist,

- das Antriebsorgan (24) den Rollwinkel ($\dot{\theta}$) des Vorderabschnittes (20) während der Verfolgungsphase und gemäß des Lenkbefehls

verändert,

- die Mittel zum Erzeugen der quergerichteten Schubkraft aus einem Gasgenerator (26) bestehen, der ein seitliches Düsenrohr (27) speist,

- die Stabilisierungsflügel entfaltbar sind.

6. Flugkörper nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, daß das zweite Element (24b) des Antriebsorgans an den Hinterabschnitt (30) des Flugkörpers über den zentralen Schaft (21) zur Ankoppelung mechanisch gekoppelt ist.

7. Flugkörper nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, daß das Antriebsorgan (24) ein elektrischer Drehmoment-Motor ist.

8. Flugkörper nach Anspruch 7, dadurch gekennzeichnet, daß der Hinterabschnitt (30) des Flugkörpers eine militärische Ladung vom Typ mit "Hohlladung" umfaßt und daß der Hinterabschnitt (20) eine axiale Aussparung (21a) umfaßt.

9. Flugkörper nach einem der Ansprüche 5 bis 8, dadurch gekennzeichnet, daß der Hinterabschnitt (30) des Flugkörpers in Abteil (34) zur Aufnahme eines Fallschirmes (35) umfaßt.

10. Flugkörper nach einem der Ansprüche 5 bis 9, dadurch gekennzeichnet, daß das Stabilisierungsleitwerk (31) aus einem Satz von Flügeln (32) besteht, welche gegen den Rumpf des Flugkörpers einziehbar sind.

11. Flugkörper nach einem der Ansprüche 5 bis 10, dadurch gekennzeichnet, daß er ein Subprojektil eines Trägerprojektils darstellt.

Claims

1. A method for the guidance, during the last part of its trajectory, of a missile (10) having a first section (20) coupled by a central shaft (21) with a second section (30), the first section (20) comprising an engine means (24);

- the said engine means (24) and the central shaft (21) permitting relative rotation between two sections of the missile around a common axis, said axis being the longitudinal axis (X) of the body of the missile,

- the first section (20) having means (26) in order to create a transverse thrust force (F_N) normal to the direction of the speed (V) of displacement of the missile,

- the first section of the missile being provided with a sensor (23c) responsive to the energy radiated by a potential target,

said method comprising, for seeking the target, the following sequences:

- immobilizing the beam (14) of reception of the sensor on the longitudinal axis (X) of the missile;

- imparting on the body of the missile a rotation with the given angular velocity of roll ($\dot{\theta}$) around the longitudinal axis (X) of the missile;

- creating the said transverse thrust force (F_N) and maintaining the same force during the rest of the terminal phase in order to impart a helical motion on the body of the missile so that it

spirally sweeps the said beam (14),

- detecting the image of any target sensed by the reception beam of the sensor (23c);

said method comprising, for pursuing the target after detection, the following stages:

- liberating the reception beam (14) of the sensor (23c);

- maintaining the axis (15) of this beam directed on the target which has been detected, the said axis of the beam forming a line (15) of aiming between the missile and the target;

- measuring the velocity of rotation ($\dot{\eta}$) of the aiming line,

- elaborating an order of piloting (V_c) proportional to the measured magnitude of the velocity of the said rotation ($\dot{\eta}$) of the aiming line,

- applying this order of piloting to the motor means (24) in such a manner that it causes the first section (20) to turn in relation to the second section (30) of the missile, with the purpose of modifying the angle of roll ($\emptyset$) of the first section, in order to cancel the rotation ($\dot{\eta}$) of the aiming line using the transverse force in such a manner that the direction of the trajectory of the missile towards the target be corrected.

2. The method of guiding as claimed in claim 1, characterized in that the velocity of displacement of the missile along its trajectory is established to be at a predetermined value (V) at the time when the latter commences the terminal part of its trajectory.

3. The method of guiding as claimed in claim 2, characterized in that during the terminal portion of its trajectory the missile performs a motion which is essentially vertical and that the velocity (V) of displacement of the missile along its trajectory and at the terminal portion of its trajectory is maintained essentially constant by creating a longitudinal thrust force (F_L) with a magnitude substantially equal to the resulting force of the field of terrestrial gravity (g) and the direction aligned with the longitudinal axis (X) of the missile.

4. The method of guiding as claimed in claim 3, characterized in that the angular velocity ($\dot{\emptyset}$) of roll of the body of the missile is increased along the terminal portion of the trajectory of the missile during the seeking phase.

5. A guided missile, comprising a front section (20) coupled by a central shaft (21) with a rear section (30), the front section comprising an engine means (24), the said engine means (24) and the central shaft (21) permitting relative rotation of the two sections of the missile,

- the front section (20) furthermore comprising a section (23c) responsive to the energy radiated by a potential target and means to furnish a transverse thrust force (F_N),

- the engine means (24) comprising a control input connected with a generator of piloting orders,

- the missile comprising at its base a stabilizing tail (31) in the form of fins,

characterized in that:

- the two sections (20 and 30) of the missile are

in a state of relative rotation about a common axis, said axis being the longitudinal axis (X) of the body of the missile,

- the sensor is provided on the one hand with a latching system to immobilize the reception beam (14) of the sensor (23c) along the longitudinal axis (X) of the missile during the phase of seeking, and on the other hand means to unlatch the sensor (23c) on detecting the target and in order keep the reception beam axis (14) directed on the detected target, the said beam axis forming a missile/target aiming line, an order of piloting being created in response to the velocity of rotation of the aiming line,

- the engine means (24) comprises a first member (24c) integral with the structure of the front section and a second member (24b) physically coupled with the rear section,

- the said control input is connected with the piloting generator by the intermediary of an amplifier,

- the engine means (24) modifies, in accordance with the piloting order, the roll angle (Φ) of the front section (20) during the pursuit phase,

- the means for providing the transverse thrust are constituted by a gas generator (26) supplying a lateral nozzle (27),

- the stabilizing fins are able to be deployed.

6. The missile as claimed in claim 5, characterized in that the second member (24b) of the engine means is mechanically coupled with the rear section (30) of the missile by the central coupling shaft (21).

7. The missile as claimed in claim 6, characterized in that the engine means (24) is an electrical clutched motor.

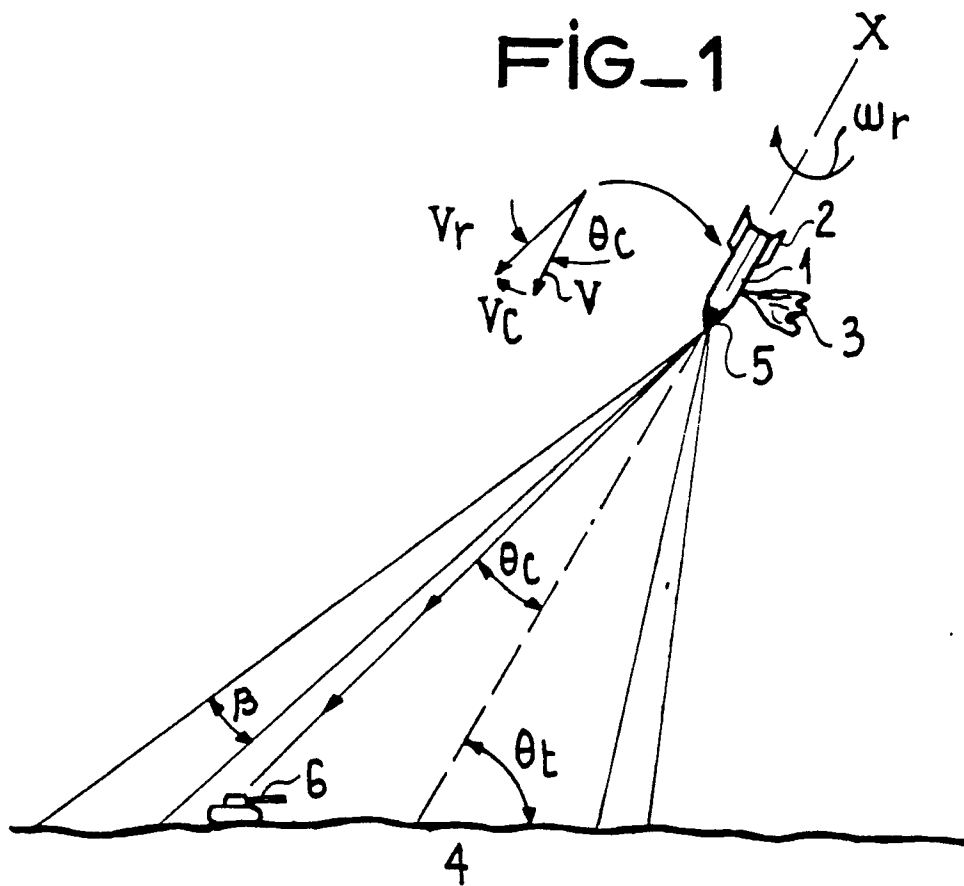
8. The missile as claimed in claim 7, characterized in that the rear section (30) of the missile comprises a military charge of the "hollow charge type" and in that the rear section (20) comprises an axial cavity (21a).

9. The missile as claimed in any one of the claims 5 through 8, characterized in that the rear section (30) of the missile comprises a compartment (34) for the stowing of a parachute (35).

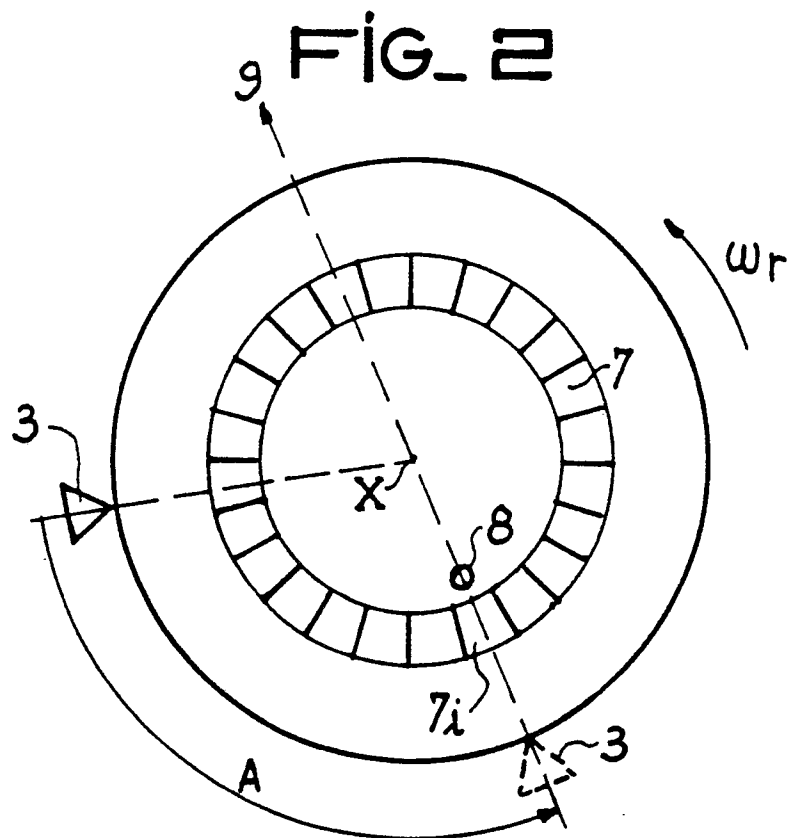
10. The missile as claimed in any one of the claims 5 through 9, characterized in that the stabilizing tail (31) is constituted by a set of fins (32) able to be folded back onto the body of the missile.

11. The missile as claimed in any one of the claims 5 through 10, characterized in that it constitutes a subprojectile of a carrying projectile.

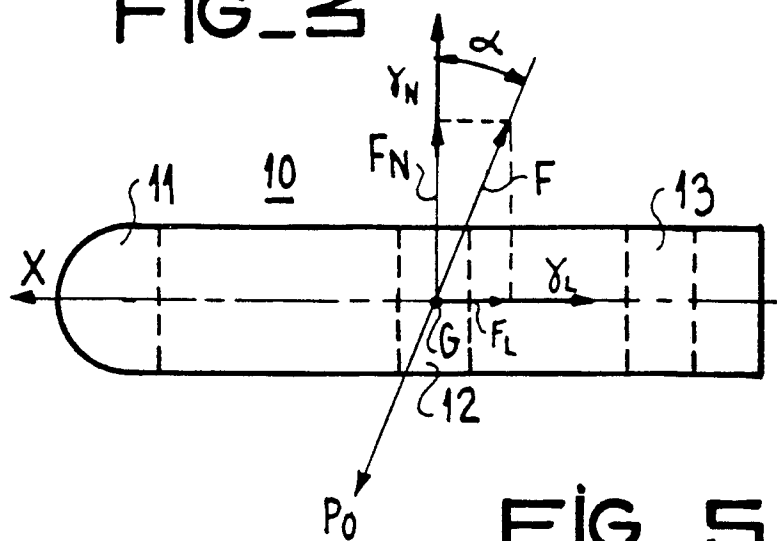
FIG_1



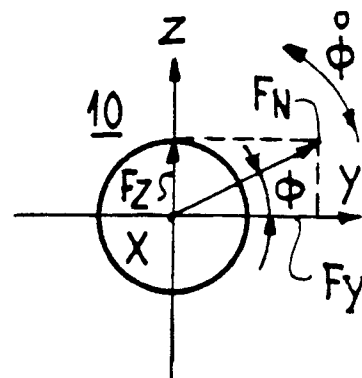
FIG_2



FIG_3



FIG_4



FIG_5

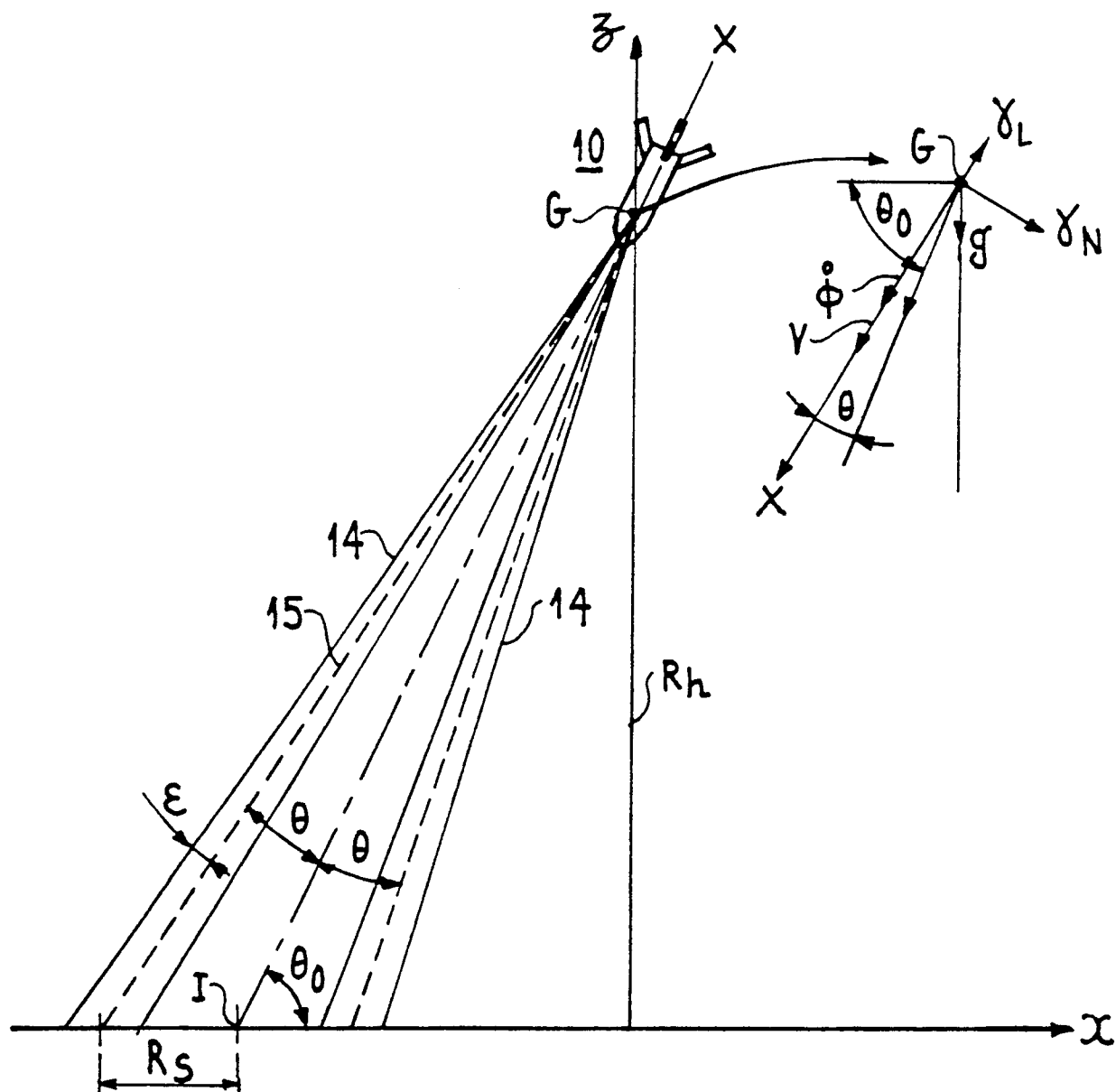


FIG. 6

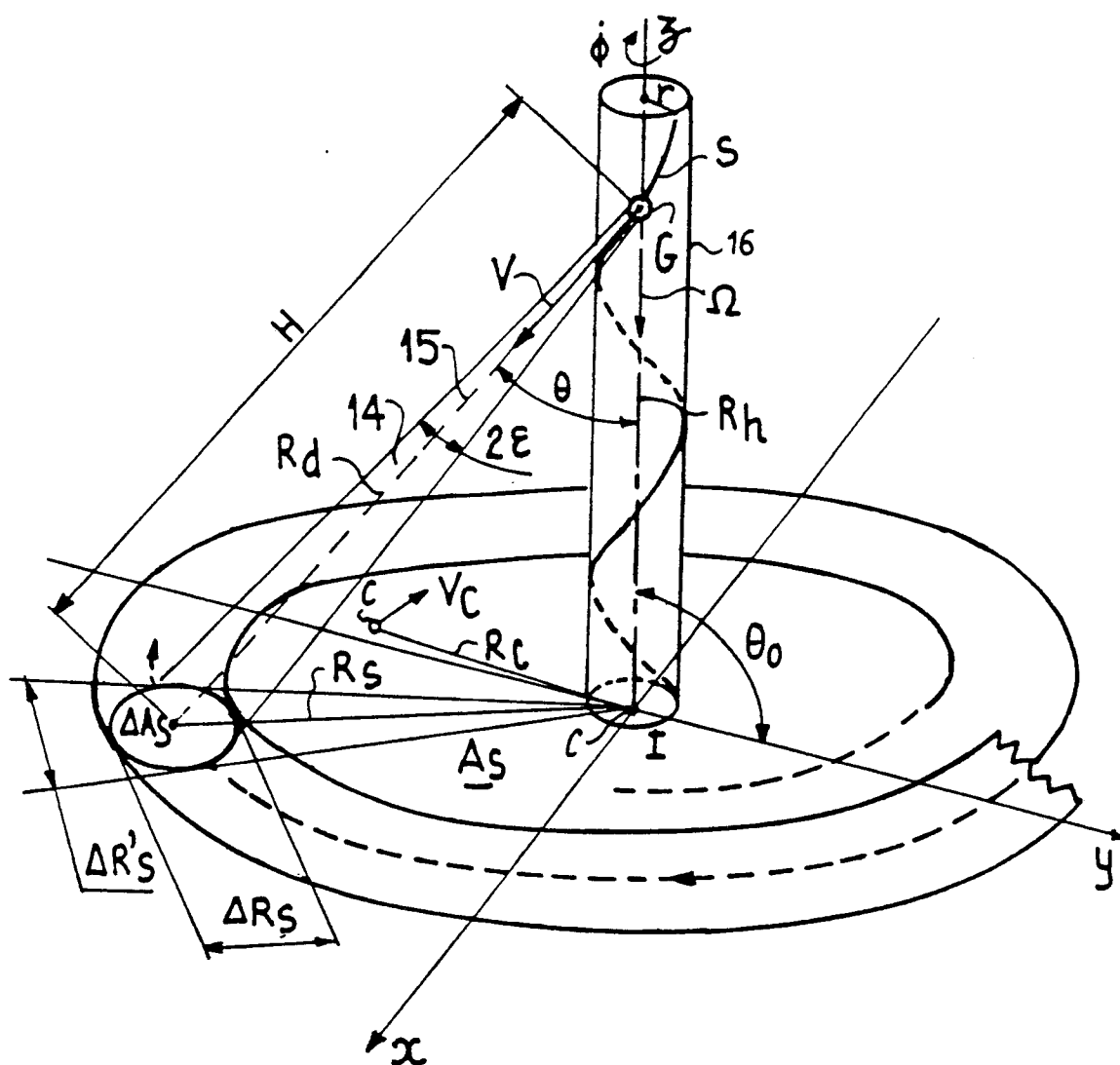


FIG. 8

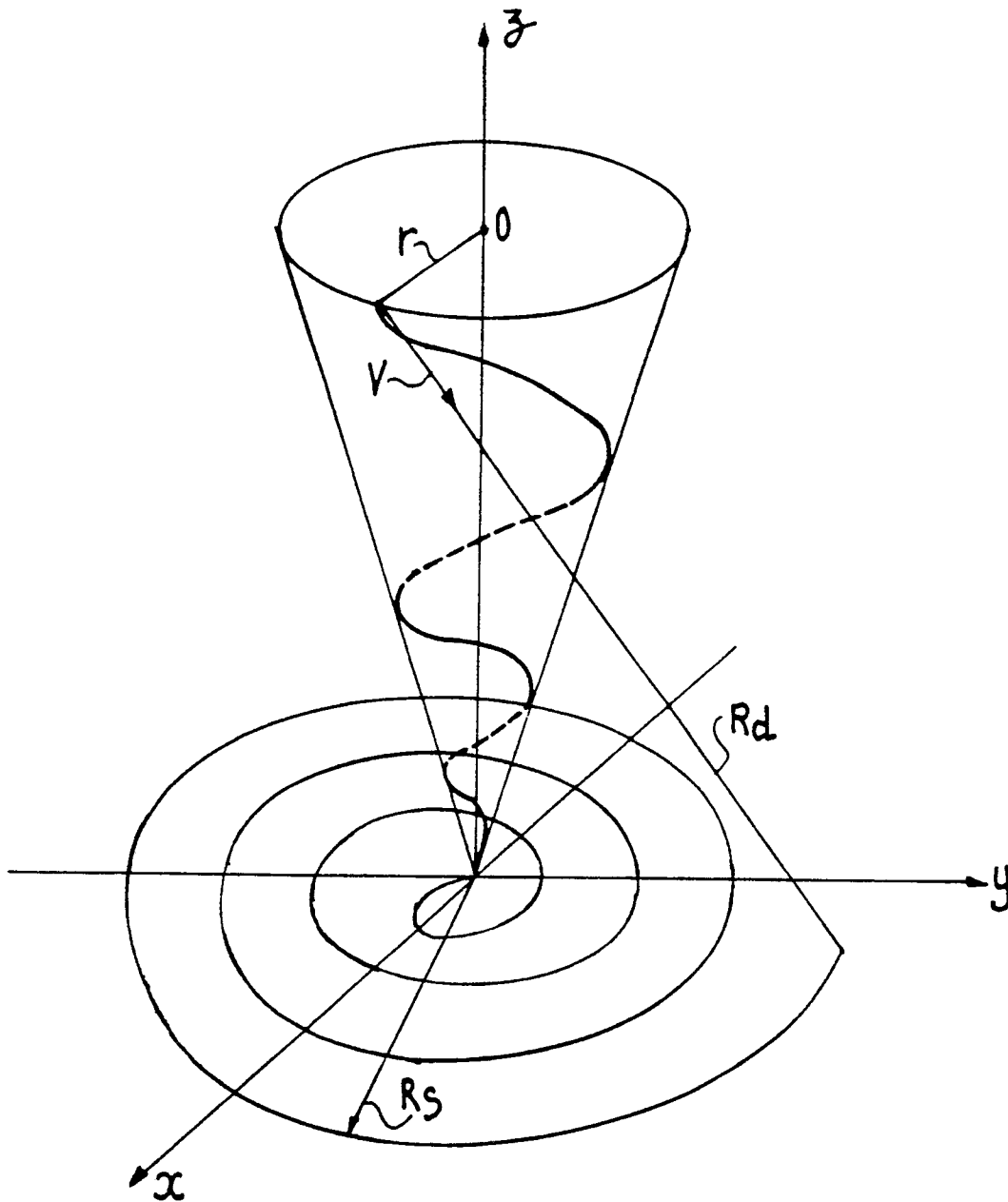


FIG. 9

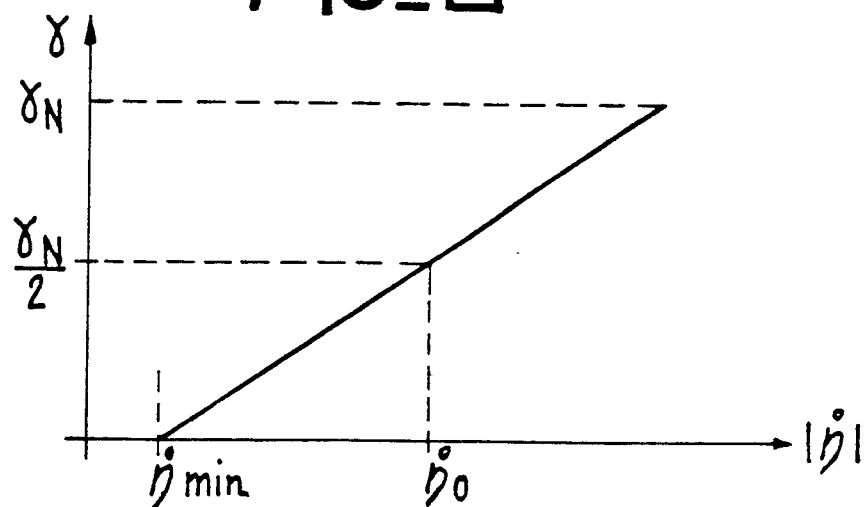


FIG. 10

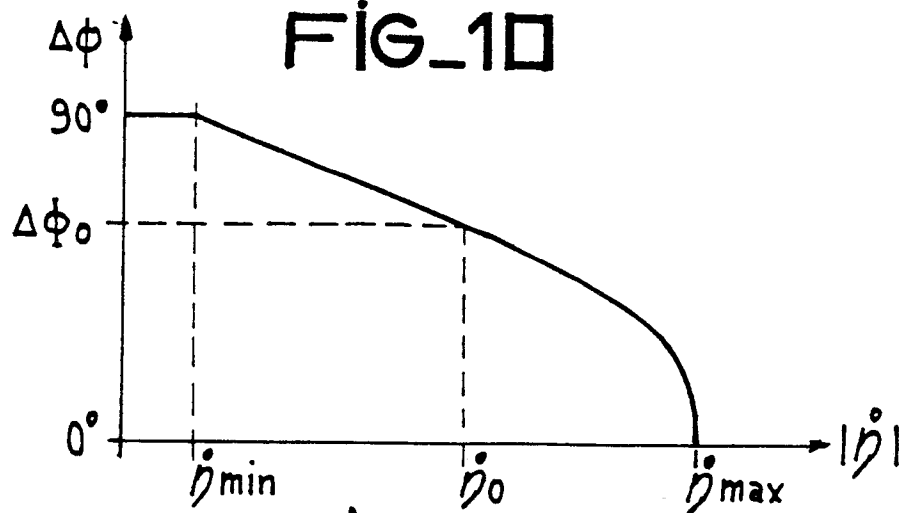
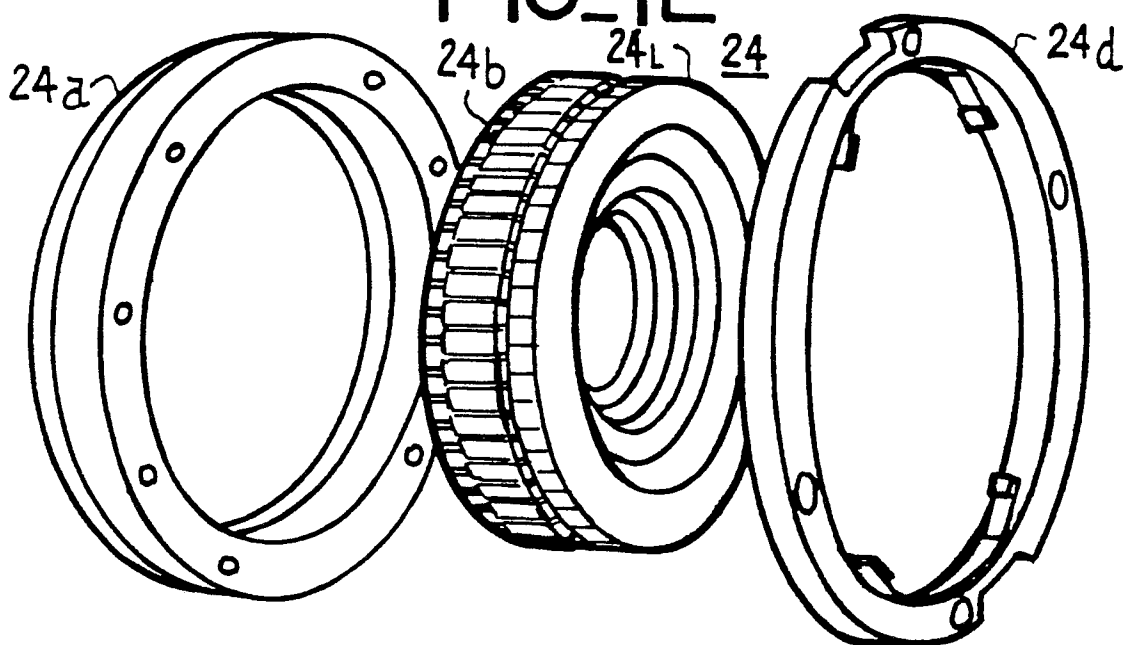


FIG. 12



FIG_11

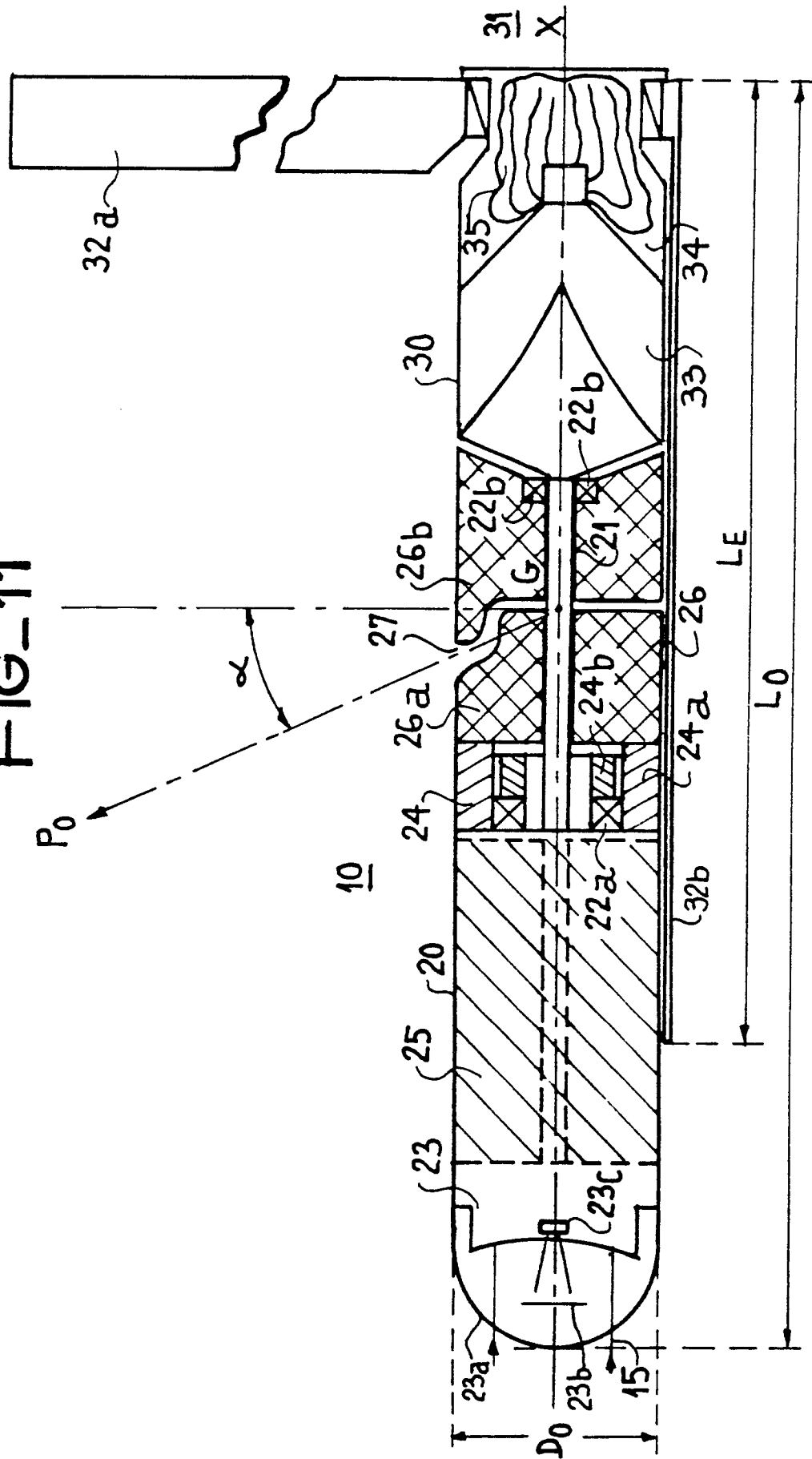


FIG. 13

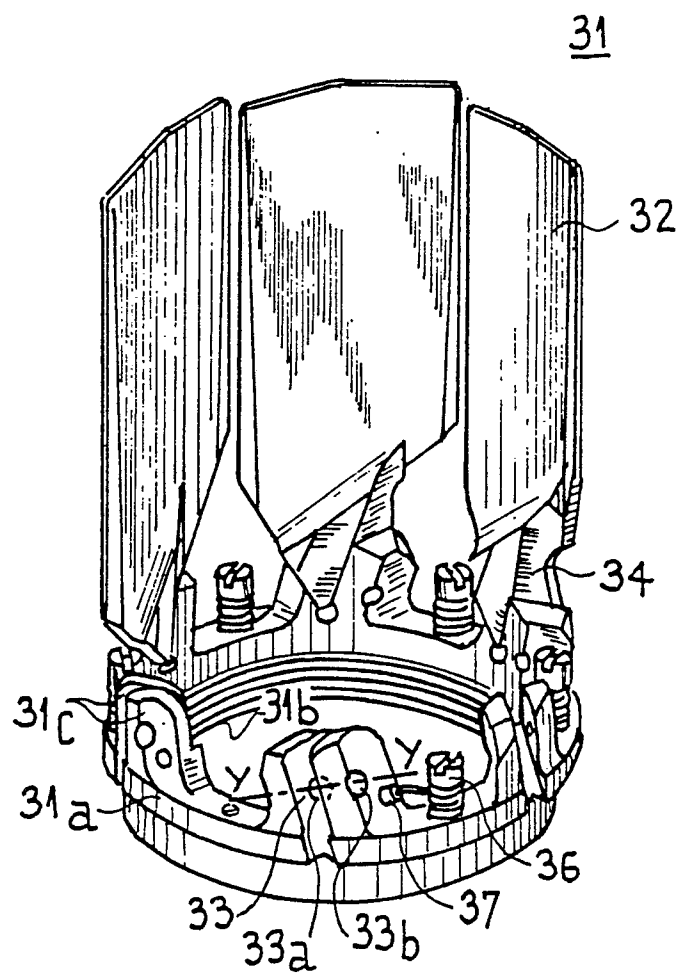
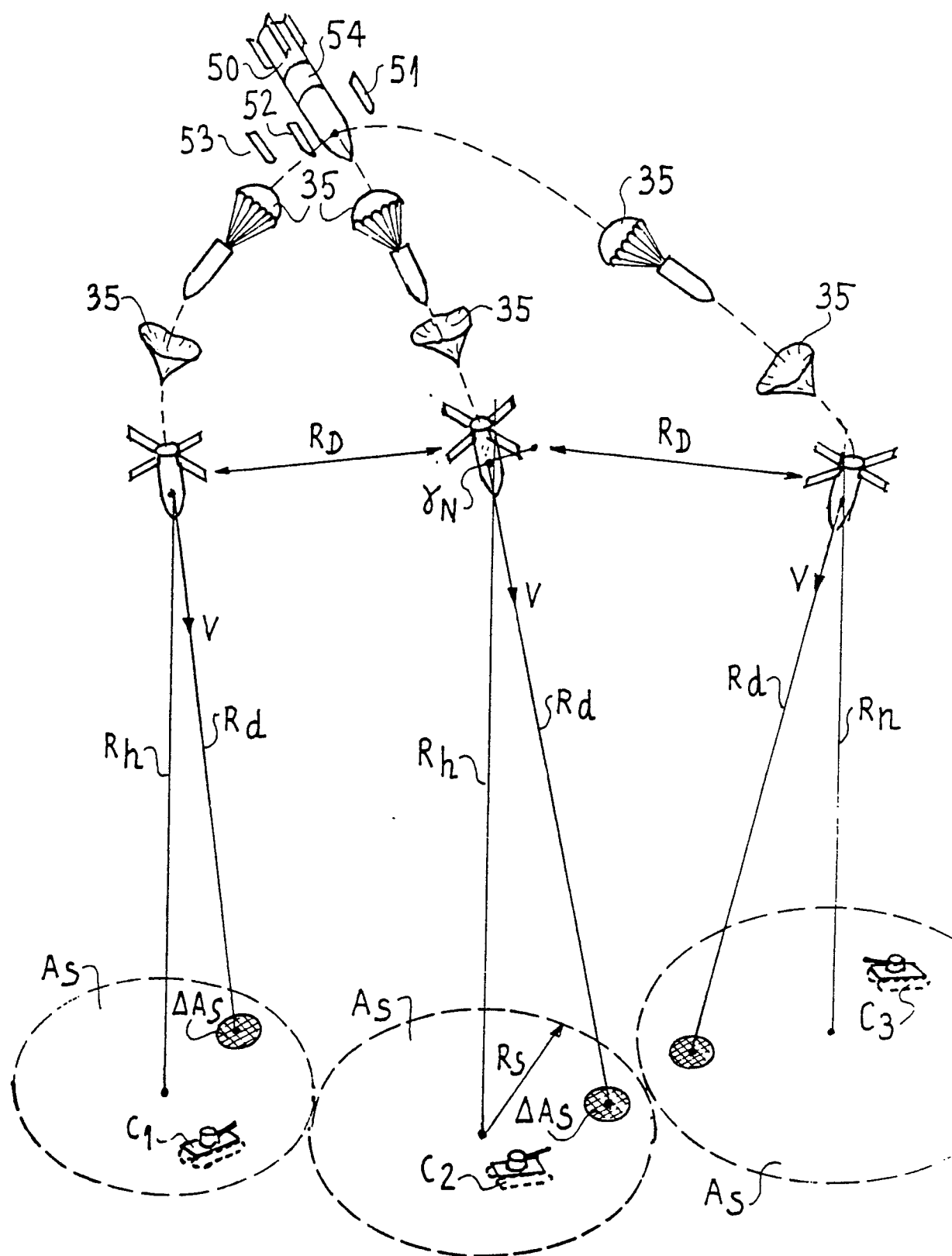
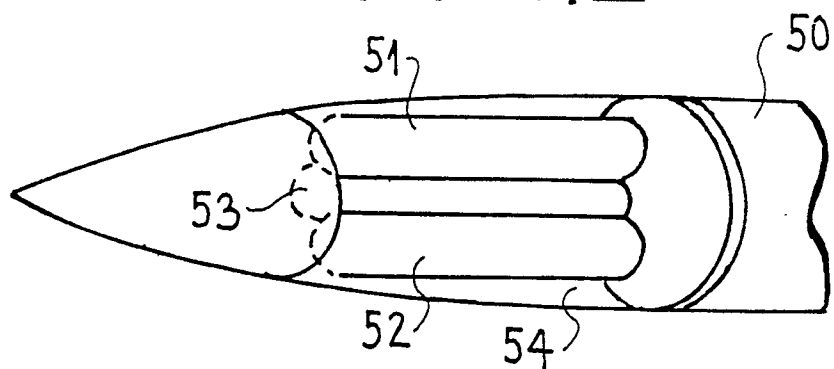


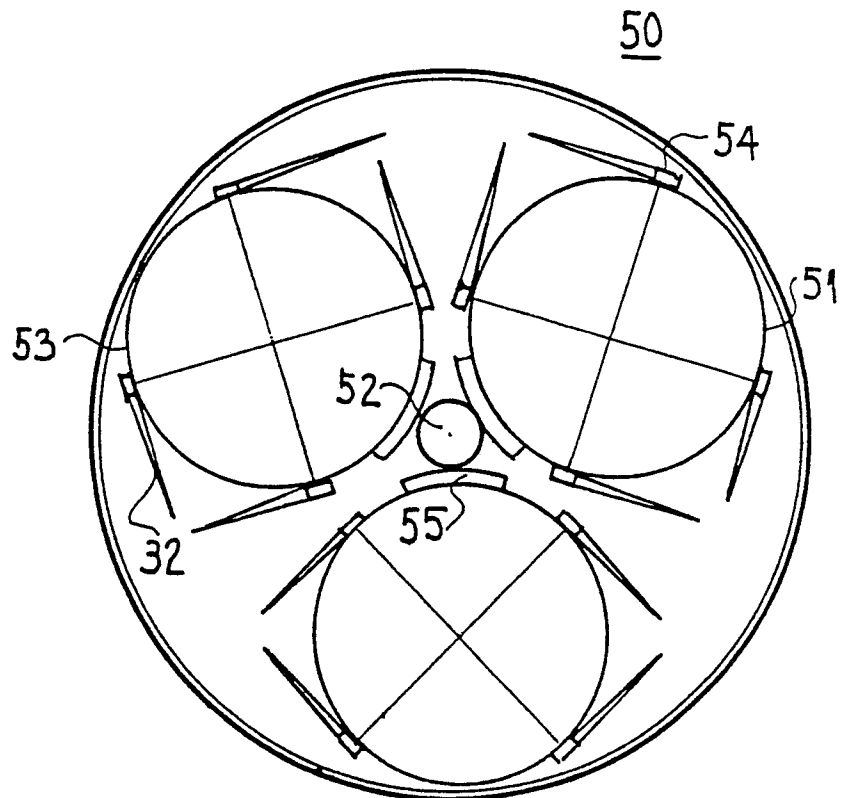
FIG. 14



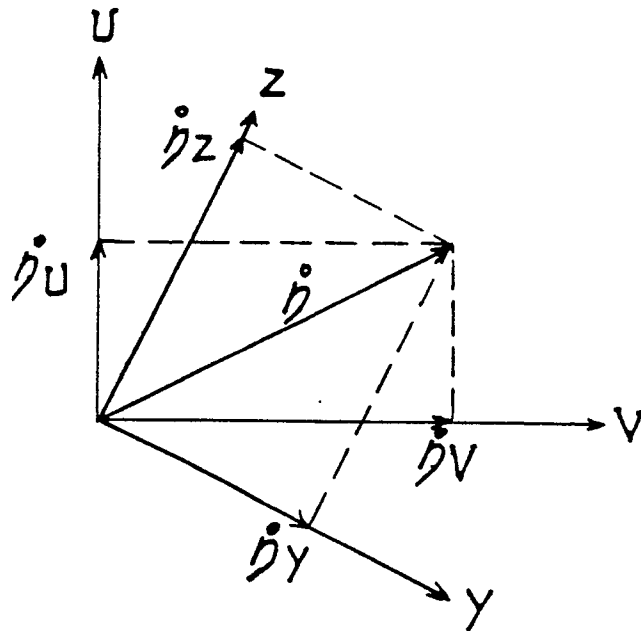
FIG_15



FIG_16



FIG_17



FIG_18

