

A1

**DEMANDE  
DE BREVET D'INVENTION**

②

**N° 81 23025**

---

⑤ Méthode de guidage terminal et missile guide opérant selon cette méthode.

⑥ Classification internationale (Int. Cl.<sup>3</sup>). F 41 G 7/22; F 42 B 15/02; G 01 S 3/00.

⑦ Date de dépôt ..... 9 décembre 1981.

⑧ ⑨ ⑩ Priorité revendiquée :

⑪ Date de la mise à la disposition du public de la demande ..... B.O.P.I. — « Listes » n° 23 du 10-6-1983.

---

⑫ Déposant : Société dite : THOMSON-BRANDT, société anonyme. — FR.

⑬ Invention de : Pierre Metz.

⑭ Titulaire : *Idem* ⑮

⑯ Mandataire : Philippe Guilguet, Thomson-CSF, SCPI,  
173, bd Haussmann, 75360 Paris Cedex 08.

METHODE DE GUIDAGE  
TERMINAL ET MISSILE GUIDE  
OPERANT SELON CETTE METHODE

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.

5 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,  
10 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  
15 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  
20 détecté par le senseur E.O.

On connaît déjà 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  
25 effet, la base de ce projectile de l'art antérieur est équipé d'un jeu d'ailettes qui imprime au corps du projectile un mouvement d'auto-rotation 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 de vitesse du projectile. Le senseur E.O est constitué par une pluralité de cellules photodétrices  
5 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 photodétrices, ce  
10 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.

15 Ce projectile de l'art antérieur de construction relativement simple ne permet 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  
20 visée missile/cible.

La méthode de guidage selon l'invention consiste à immobiliser le faisceau du senseur sur l'axe longitudinal, à imprimer au corps du missile un mouvement d'autorotation de vitesse angulaire contrôlée, à produire une force de poussée transversale, normale à la direction  
25 du vecteur vitesse de déplacement du missile pour forcer celui-ci à décrire une trajectoire spirale, à détecter la présence d'une cible éventuelle dans le faisceau du senseur, à libérer le faisceau du senseur et à maintenir l'axe de celui-ci pointé sur la cible, à mesurer la rotation de la ligne de visée missile-cible, à élaborer un ordre de  
30 pilotage, fonction de la rotation de la ligne de visée et à modifier l'attitude de roulis du missile pour orienter la force de poussée transversale dans une direction fonction de la grandeur de la rotation de la ligne de visée.

L'invention concerne également un missile guidé opérant selon

la méthode de guidage qui vient d'être énoncée. Un missile guidé selon l'invention comporte un senseur sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle et il comprend : une première et une seconde sections principales mutuellement accouplées pour tourner librement l'une par rapport à l'autre autour de l'axe longitudinal du missile ; la première section principale dite "section avant" contient le senseur et comporte : un organe moteur ayant un premier membre solidaire de la structure mécanique de cette section avant, et un second membre physiquement couplé à la seconde section principale, et, un générateur de gaz qui alimente une tuyère latérale pour créer une force transversale ; et la seconde section principale dite "section arrière" est munie à sa base d'un empennage stabilisateur ; le senseur est muni d'un dispositif de verrouillage pour immobiliser son faisceau sur l'axe longitudinal du missile et pour permettre la recherche d'une cible et ce senseur fournit une mesure de la rotation de la ligne de visée missile/cible pour contrôler l'attitude de roulis du corps du missile afin de piloter le missile sur la cible.

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 est de 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 du 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,
- 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,

5 - la figure 4 représente une vue en coupe transverse du missile guidé de la figure 3,

- 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,

10 - la figure 6 est un diagramme selon un trièdre  $x, y, z$  lié au sol illustrant la méthode de recherche d'une cible potentielle,

- la figure 7 représente une vue détaillée d'une portion de la trajectoire du missile,

15 - la figure 8 est un diagramme simplifié représentant une variante de la trajectoire de recherche,

- la figure 9 illustre la loi d'accélération conférée au missile en fonction de la grandeur de la rotation de la ligne de visée missile/cible,

20 - la figure 10 illustre la loi de contrôle de l'attitude de roulis du corps du missile en fonction de la grandeur de la rotation de la ligne de visée missile/cible,

- la figure 11 est une coupe longitudinale d'un missile guidé selon l'invention,

25 - 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,

- la figure 14 illustre une application du missile guidé à la destruction d'un groupement de véhicules terrestres,

30 - la figure 15 est une vue éclatée du compartiment d'emport d'un projectile porteur contenant une pluralité de missile,

- la figure 16 est une vue en coupe du projectile porteur montrant la disposition relative des missiles guidés dans le compartiment d'emport.

- 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.

5 - La figure 18 représente, sous la forme d'un bloc diagramme, les éléments de la boucle d'asservissement en poursuite du missile.

La figure 1 représente, sous une forme simplifiée, le projectile de l'art antérieur mentionné dans le préambule de cette demande ainsi que la méthode de guidage terminal correspondante. Le projectile 1 est équipé d'un jeu d'ailettes 2 dont la configuration permet  
10 d'imprimer au corps de ce projectile une vitesse angulaire d'auto-rotation  $\omega_r$  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  $\theta_t$  et ce projectile percute le sol en un point 4 décalé angulairement d'un  
15 angle  $\theta_c$  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  $\theta_c$ . Il en  
20 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  $\theta_c$  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  
25 senseur EO est 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 d'ouverture angulaire  $\theta$  et de largeur angulaire  $\beta$ . Lorsque l'image 8 de la cible 6 est  
30 détectée par 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 EO et fournie à un circuit de calcul qui détermine l'instant de déclen-

chement 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  $P_0$  passant par le centre de gravité G du missile et un moyen 13 pour contrôler l'attitude de roulis 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, des moyens de détection de la présence éventuelle d'une cible interceptée par ce faisceau et des moyens de poursuite angulaire pour mesurer la rotation  $\dot{\gamma}$  de la ligne visée (L.O.S.) cible/missile. Le moyen 12 pour fournir une poussée transversale  $P_0$  comprend une chambre de combustion qui alimente une tuyère latérale dont la direction de poussée est inclinée, d'un angle  $\alpha$ , 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  $\gamma_N$  donnée par la relation suivante

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

et l'accélération longitudinale  $\gamma_L$  donnée par la relation suivante :

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

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  $\Phi$  du corps du missile autour de son axe longitudinal X. Ces composantes  $F_Y$  et  $F_Z$  sont données par les relations suivantes :

$$F_Y = F_N \cos \Phi$$

$$F_Z = F_N \sin \Phi$$

Le corps du missile peut tourner dans les deux sens, par rapport à l'axe X avec une vitesse angulaire instantanée  $\dot{\Phi}$ . Les grandeurs  $\Phi$  et  $\dot{\Phi}$  peuvent être mesurées à bord du missile et utilisées respectivement pour contrôler l'attitude de roulis et la vitesse d'autorotation 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 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 : une force normale à laquelle correspond une accélération  $\gamma_N$  normale au vecteur vitesse V, une force longitudinale à laquelle correspond une accélération  $\gamma_L$  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 missile a un champ angulaire de demi-ouverture  $\xi$  relativement étroite, quelques degrés par exemple. La droite G.I de la trajectoire de descente du missile est inclinée d'un angle  $O_0$  sur l'horizontale. Le corps d'un missile étant l'objet d'une vitesse d'autorotation  $\dot{\Phi}$  autour de son axe longitudinal X et le faisceau 14 du senseur EO étant immobilisé sur cet axe longitudinal X, il en résulte que le faisceau 14 décrit en fonction du temps un cône creux d'axe GI dont les demi-ouvertures externe et interne ont pour valeurs respectives  $(O + \xi)$  et  $(O - \xi)$ . 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  $90^\circ$  et une ellipse de faible excentricité lorsque la valeur de cet angle  $\theta$  reste élevée, 60 à  $70^\circ$  par exemple.

5 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  $\theta_0$  égal à  $90^\circ$ . On considère, ici, le cas où la vitesse de rotation  $\dot{\phi}$  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  $Y_L$  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 spirale portée par un cylindre 15 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 :

$$\Delta A_s = \pi \cdot (R_h \cdot \text{tg}(\theta + \epsilon))^2$$

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

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

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

25 La distance oblique  $R_d$ , entre le missile et la surface  $\Delta A_s$  du sol interceptée par le faisceau du senseur  $EO$ , est donnée par la relation suivante :

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

La distance horizontale  $R_s$  entre le point  $I$  et la surface  $\Delta A_s$  est donnée par la relation suivante :

30  $R_s = R_h \cdot \text{tg} \theta$

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  $\Omega$  du faisceau 14 du senseur EO doit être déterminée pour obtenir un certain degré de recouvrement des trames de balayage successives.

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

$$T = \frac{2 \epsilon}{\Omega}$$

où  $\Omega$  est la vitesse de rotation angulaire du faisceau autour de l'axe vertical z.

10 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  
15 G. Les composantes du vecteur vitesse V sont la composante verticale  $V_h$  et la composante orthogonale  $V_t$  données par les relations suivantes :

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

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

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

$$r \cdot \Omega = V_t$$

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

avec  $\Omega = \frac{\dot{\phi}}{\cos \theta}$ . En combinant les relations précédentes, on  
25 obtient la valeur de l'angle d'inclinaison  $\theta$  du vecteur vitesse V du missile, par rapport à la génératrice G.I du cylindre

$$\text{tg} \theta = \frac{\gamma_N}{V \cdot \phi}$$

La figure 8 est un diagramme simplifié représentant une  
30 variante de la méthode de recherche d'une cible sur le sol. Selon cette variante, la vitesse angulaire  $\dot{\phi}$  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  $\Delta R_s$  des trames successives de balayage et l'angle d'inclinaison  $\theta$  du vecteur vitesse  $V$  du missile peuvent être réécrites sous une forme approximée :

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

$$\text{et, } \theta \approx \frac{\gamma N}{V \cdot \phi}$$

en considérant que les valeurs des angles  $\xi$  et  $\theta$  ont des valeurs toujours faibles.

Il s'ensuit 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 :

$$(\phi)^2 \approx \frac{2 \pi \cdot \gamma N}{H \cdot \xi} \text{ rad.}^2 \text{ s}^{-1}$$

Il en résulte que la trajectoire  $S$  du centre de gravité  $G$  du missile se trouve inscrite sur la surface d'un cône de rayon  $r$  tel que :

$$r \approx \frac{H \cdot \xi}{2\pi}$$

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 :

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

est sensiblement satisfaite, le senseur EO détecte l'image de la cible. A partir de cet instant, le senseur EO 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 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'attitude de roulis du corps du missile et, par voie de conséquence, de piloter le missile en direction.

La figure 9 est un diagramme qui représente le vecteur vitesse de rotation  $\dot{\gamma}$  de la ligne de visée missile/cible, la force de poussée normale  $F_N$  au vecteur vitesse  $V$  passant par l'axe longitudinal  $X$  du missile et l'angle  $\Delta\phi$  d'orientation de cette force de poussée  $F_N$ .

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

$$\dot{\gamma} = \dot{\gamma}_N \cos \Delta\phi = 2\dot{\gamma} \cdot V + A (\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_0) \cdot V$$

qui correspond à une loi de navigation proportionnelle de gain  $A$  comportant un biais  $\dot{\gamma}_0$ . Si, à titre d'exemple, on fait correspondre à ce biais l'accélération  $\frac{\dot{\gamma}_N}{2}$ , ce qui a l'avantage de donner une marge de manoeuvrabilité égale de part et d'autre de la grandeur  $\dot{\gamma}_0$  donnée par la relation suivante :

$$\dot{\gamma}_0 = \frac{V}{4} \cdot \dot{\gamma}_N$$

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

$$\Delta\phi = \text{Arc cos} (K\dot{\gamma} + K_0)$$

puisque les termes  $\dot{\gamma}_0$  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  $\dot{\gamma}$  et de l'angle de pilotage en roulis  $\Delta\phi$  du missile en fonction du module du vecteur de rotation  $\dot{\gamma}$ .

La figure 17 est un diagramme montrant les composantes du vecteur rotation  $\dot{\gamma}$  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  $\dot{\gamma}_y$  et  $\dot{\gamma}_z$  du vecteur rotation de la ligne de visée missile-cible, ces deux composantes sont fournies à un dispositif 5 résolveur 110 et un opérateur 120 qui élabore le module du vecteur rotation  $|\dot{\gamma}|$ , ce vecteur rotation  $|\dot{\gamma}|$  est appliqué à un opérateur 130 pour fournir un signal de sortie  $\Delta\phi$  conformément à la loi de guidage représentée sur la figure 10 et par l'intermédiaire d'un moteur 10 d'asservissement 140, tourne le résolveur 110 d'un angle équivalent ; enfin, le signal de sortie  $V\xi$  est appliqué au moyen de contrôle en roulis 150 du corps de missile.

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

$$\phi = \frac{2 V_R}{R_d \operatorname{tg} \Delta\phi_0}$$

dans laquelle  $V_R$  est la vitesse relative et  $R_d$  la distance restante missile-cible. Il en résulte que la composante d'accélération  $Y_\eta$  assure une navigation proportionnelle biaisée et la composante d'accélération  $Y_T$  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  $50 \text{ ms}^{-1}$ , angle de descente  $\theta_0$  compris entre  $60$  et  $90^\circ$ , angle d'inclinaison  $\theta$  du vecteur vitesse missile sur l'axe de descente 25 compris entre  $10$  et  $15^\circ$ , demi-ouverture angulaire  $\mathcal{E}$  du faisceau 30

du senseur de l'ordre de  $4$  à  $8^\circ$ , 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  $\gamma_N$  de l'ordre de  $25$   $\text{ms}^{-2}$ , la vitesse angulaire de rotation en roulis  $\phi$  est de l'ordre de  $2,5$   $\text{rad.s}^{-1}$ , la surface du sol balayée par le faisceau du senseur est d'environ  $5,10^4$   $\text{m}^2$ . 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'altitude 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  
5 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  
10 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  $M_0$ .

15 On décrira maintenant les principaux éléments énumérés ci-dessous. Le senseur E.O 23 est 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 23b au foyer duquel est  
20 disposé un élément photodétecteur 23c pour fournir un faisceau 14 de demi-ouverture égale à une quantité , ce faisceau étant matérialisé par son axe 15. L'ensemble constitué par le montage optique 23b et l'élément photodétecteur 23c est porté par un gyroscope  
25 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 verrouillée, d'orienter ce faisceau optique dans l'espace. En outre, ce senseur E.O comprend des moyens électroniques pour détecter la présence d'une  
30 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'attitude 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.

5 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

10 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

15 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

20 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

25 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  $\dot{\phi}$  de roulis du

30 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'attitude de roulis du corps du missile dans le but d'annuler la rotation de la ligne de visée missile/cible.

5 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  
10 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  
15 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'encastrier la patte d'articulation 34 de l'ailette 32 qui peut pivoter,  
20 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  
25 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  
30 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  $\alpha$  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'attitude 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 21a 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.

5 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.

10 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.

15 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 activée et la phase de recherche d'une cible potentielle située au sol peut débuter. Il résulte de la force d'éjection imprimée par le véhicule porteur 50 à l'instant de sa séparation des sous-projectiles 51 à 52, une certaine distance de dispersion  $R_D$  au moment où débute l'opération de recherche des cibles par le senseur du sous-projectile.

30 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 répartis autour de l'axe longitudinal du projectile porteur, en outre, un groupement identique de missiles peut être  
5 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  
10 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  
15 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 empenage formé 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  
20 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  
25 opérer dans les bandes optiques ou radar du spectre électromagnétique, 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  
30 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  
 5 - 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.  
 10  $t_0 + T_4$  - 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.  
 15  $t_0 + T_6$  - 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.  
 20  $t_0 + T_8$  - Impact sur la cible et déclenchement de la charge militaire.

REVENDEICATIONS

1. Méthode de guidage, pendant la portion terminale de sa trajectoire, d'un missile muni d'un senseur sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle, caractérisée en ce qu'elle comprend les étapes suivantes consistant à :

5 a) immobiliser le faisceau (14) du senseur (23) sur l'axe longitudinal (X) du missile (10).

b) imprimer au corps du missile une rotation de vitesse angulaire ( $\dot{\phi}$ ) de roulis déterminée autour de l'axe longitudinal du missile.

10 c) créer une force de poussée transversale (F) normale à la direction de la vitesse de déplacement (V) du missile,

d) détecter l'image d'une cible éventuelle captée par le faisceau du senseur,

15 e) libérer le faisceau 14 du senseur et à maintenir l'axe (15) de ce faisceau pointé sur l'image de la cible détectée pour mesurer la rotation ( $\dot{\psi}$ ) de la ligne de visée missile/cible,

f) élaborer un ordre de pilotage, proportionnel à la grandeur mesurée de la rotation de la ligne de visée et,

20 g) à appliquer cet ordre de pilotage pour modifier l'attitude de roulis du missile.

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

25 3. Méthode de guidage selon la revendication 2, caractérisée en ce que la vitesse de déplacement (V) du missile 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.

30 4. Méthode de guidage selon la revendication 3, caractérisée en ce que la vitesse angulaire de roulis ( $\dot{\phi}$ ) du corps du missile est

accrue le long de la portion terminale de la trajectoire du missile.

5 5. Missile guidé muni d'un senseur sensible à l'énergie rayonnée par une cible potentielle, caractérisé en ce qu'il comprend une première (20) et une seconde (30) section principales mutuellement  
10 accouplées et libres de tourner l'une par rapport à l'autre autour de l'axe longitudinal (X) du corps de ce missile ; la première section, dite "section avant" contenant un senseur (23) et comprenant un organe moteur (24) ayant un premier membre (24a) solidaire de la structure de la section avant et un second membre (24b) physi-  
15 quement couplé à la seconde section principale, et un générateur de gaz (26) qui alimente une tuyère latérale (27) pour fournir une force de poussée transversale (F) et la seconde section principale, dite "section arrière" comportant à sa base un empennage stabilisateur (31) formé d'ailettes déployables (32) et en ce que le senseur est  
20 muni d'un dispositif de verrouillage permettant d'immobiliser son faisceau suivant l'axe longitudinal du missile et en ce que l'organe moteur comporte une entrée de commande connectée par l'intermédiaire d'un amplificateur à un générateur d'ordres de pilotage pour varier l'attitude de roulis du corps du missile.

20 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 un arbre central (21) d'accouplement.

25 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 l'arbre central d'accouplement (21) comporte un évidement axial (21a).

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

10. Missile selon la revendication 9, caractérisé en ce que l'empennage stabilisateur (31) est formé d'un jeu d'ailettes (32)

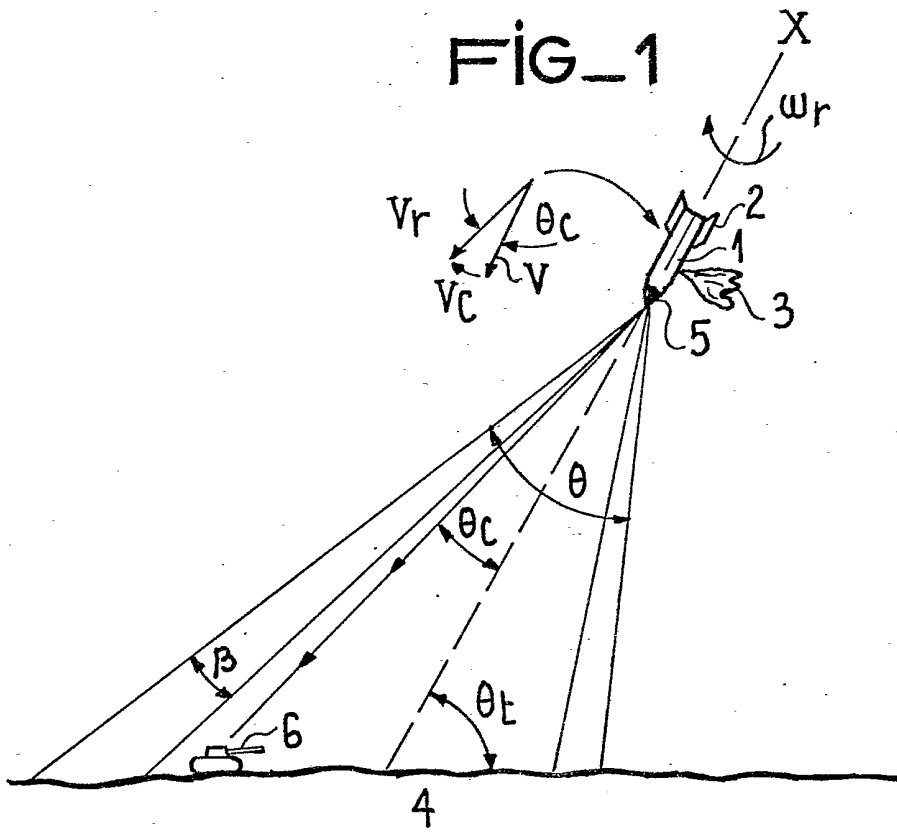
repliables contre le corps du missile.

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

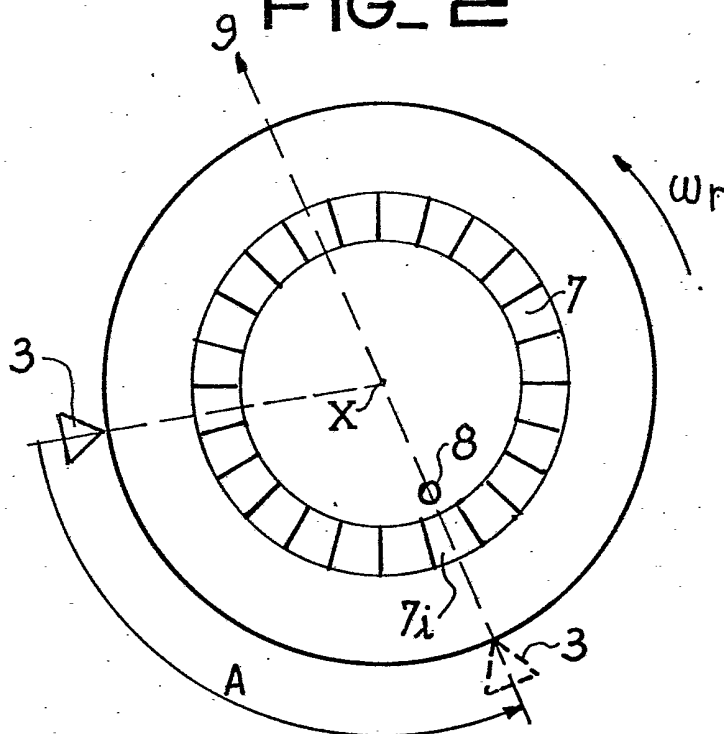


1/11

FIG\_1

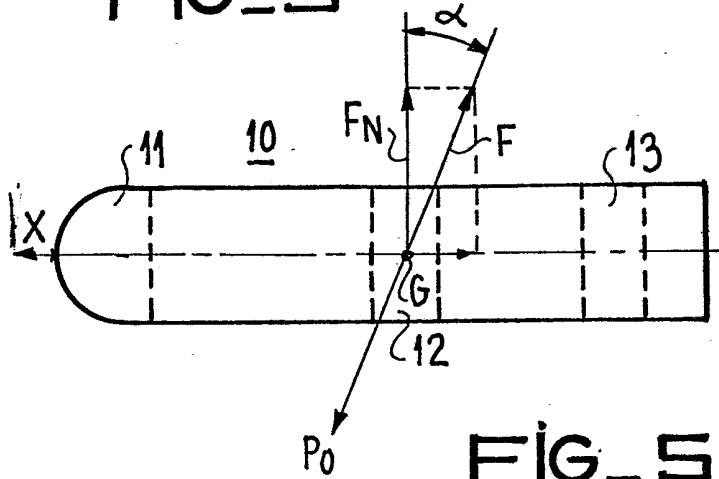


FIG\_2

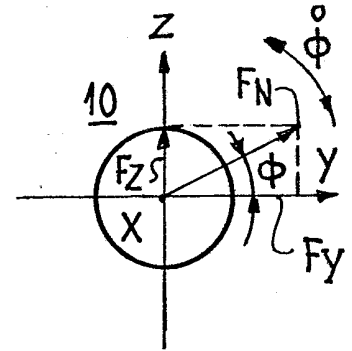


2/11

FIG\_3



FIG\_4



FIG\_5

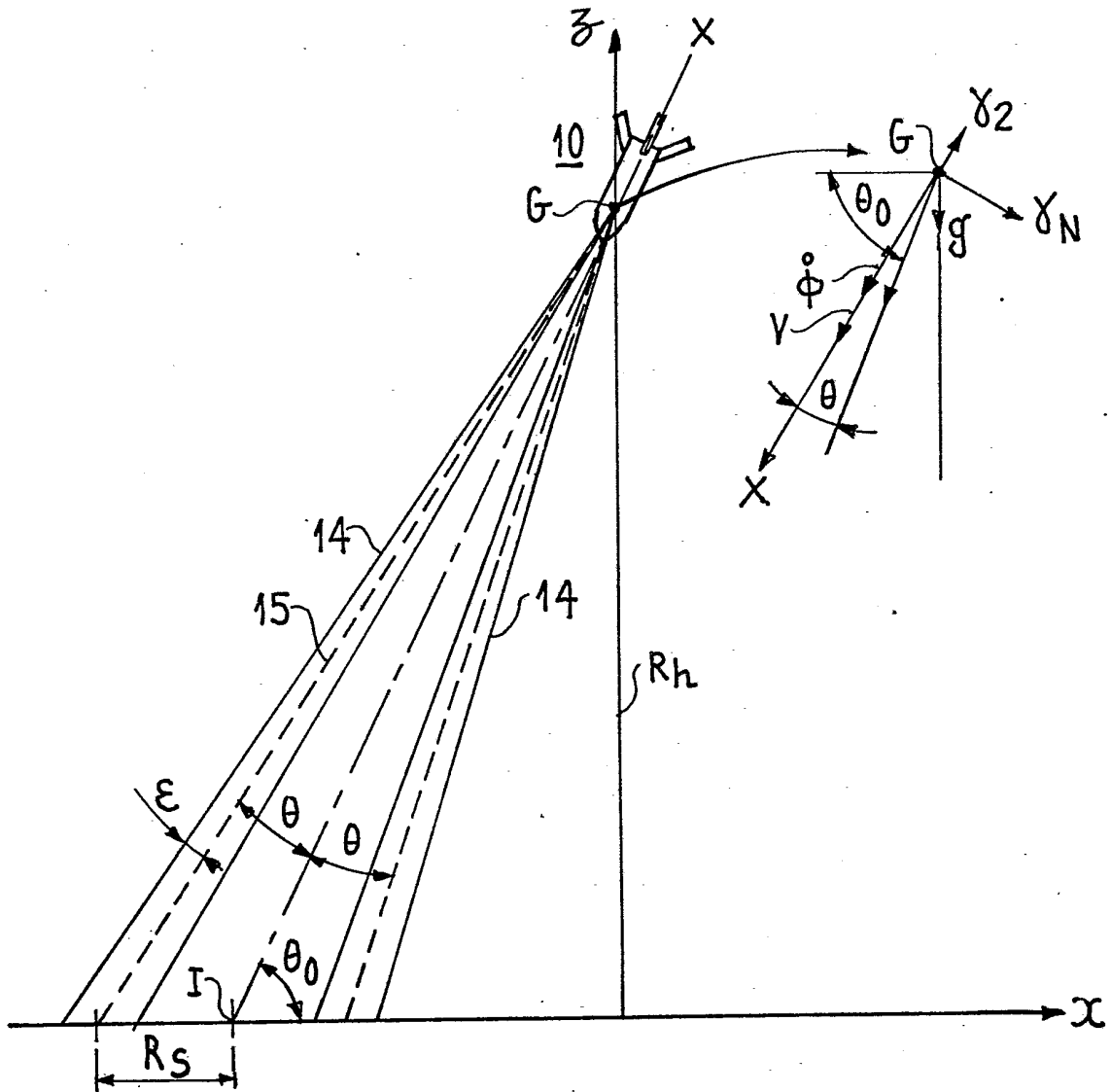
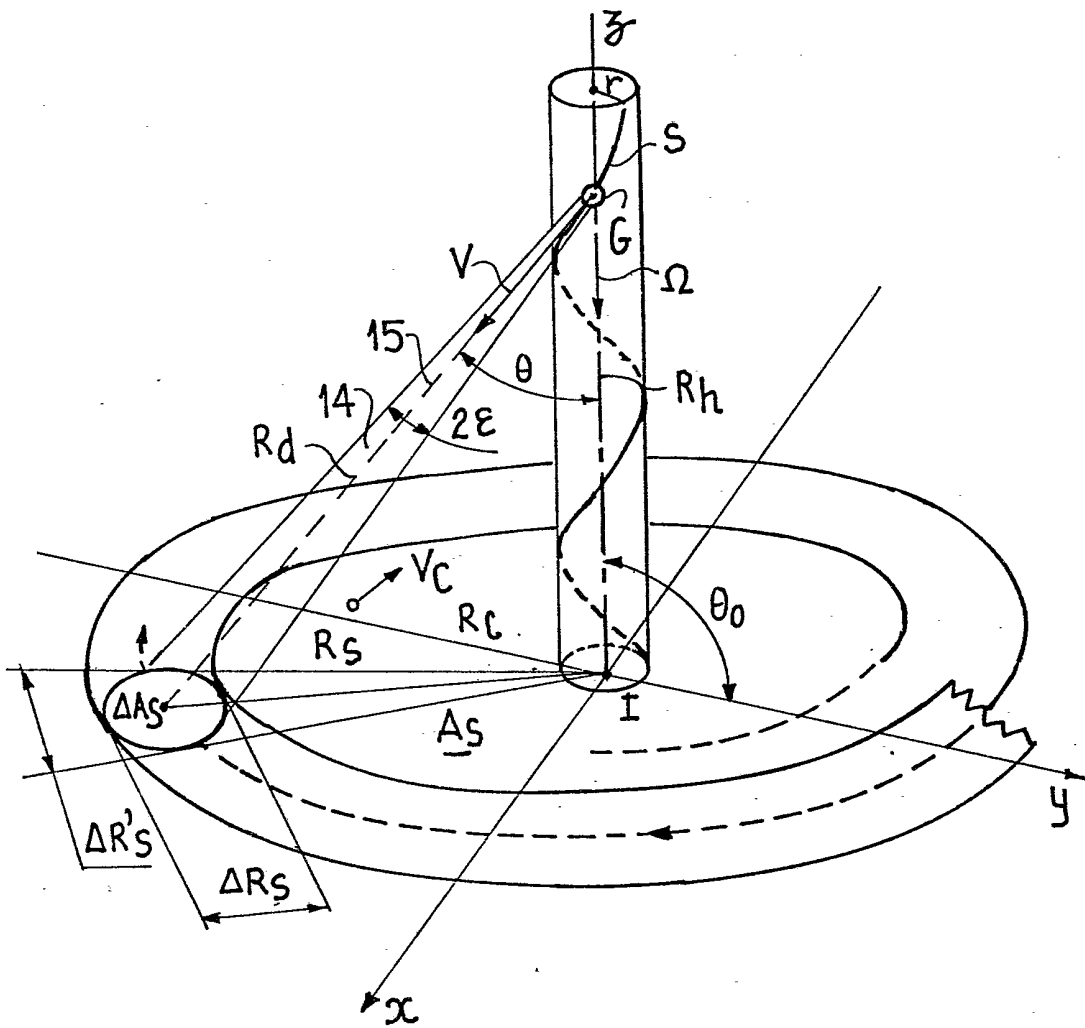
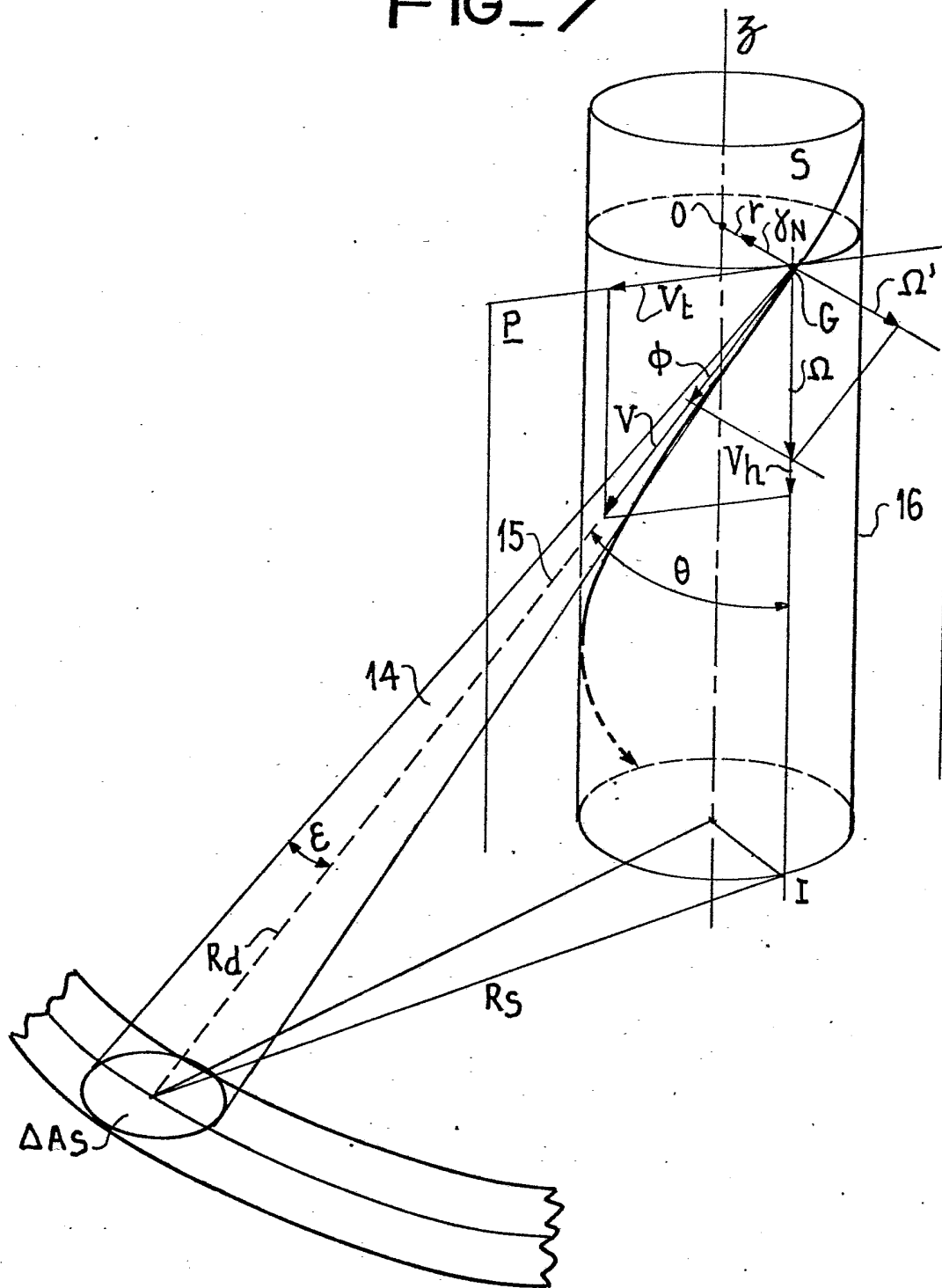


FIG. 6



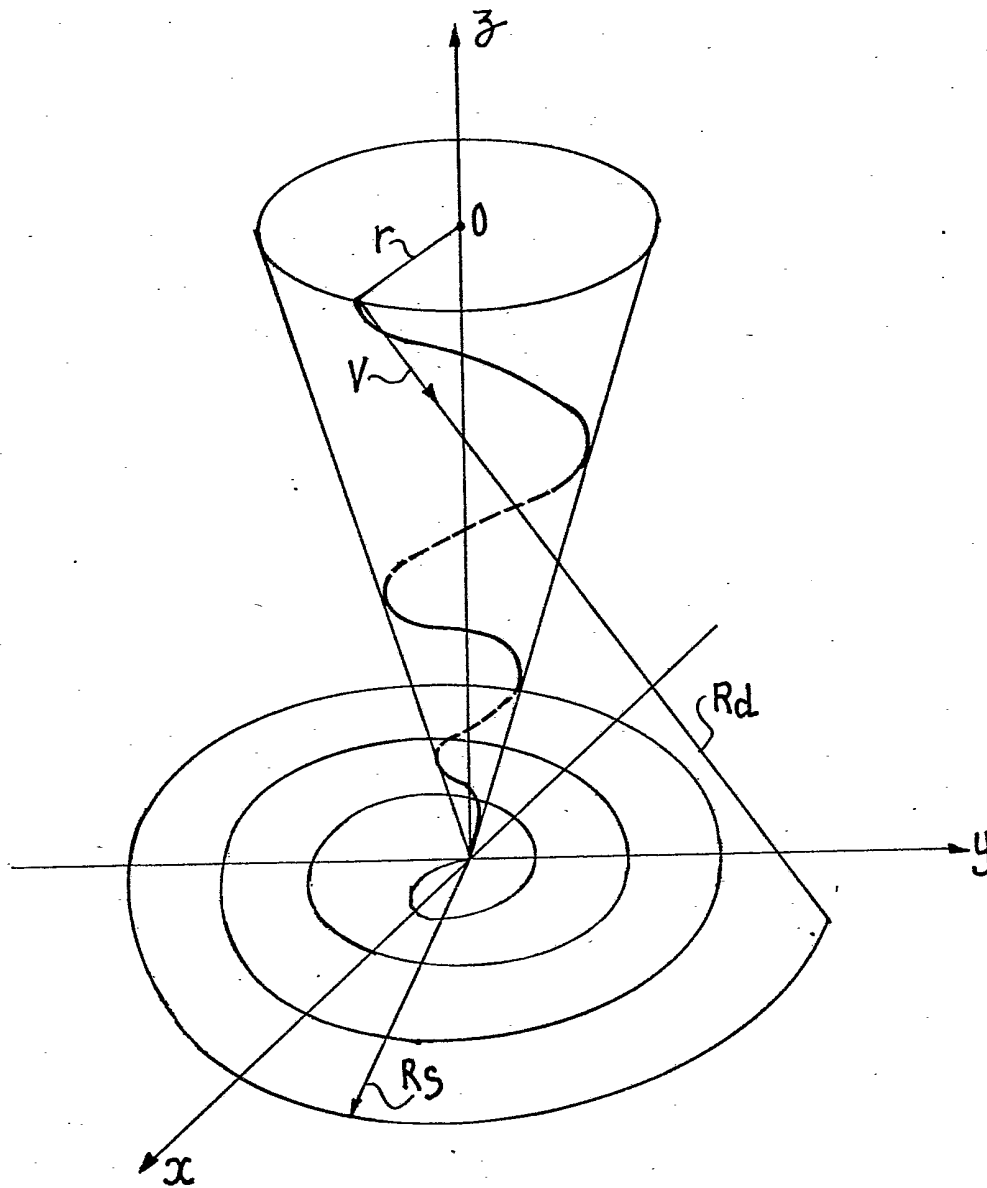
4/11

FIG\_7



5/11

FIG. 8



6/11

FIG. 9

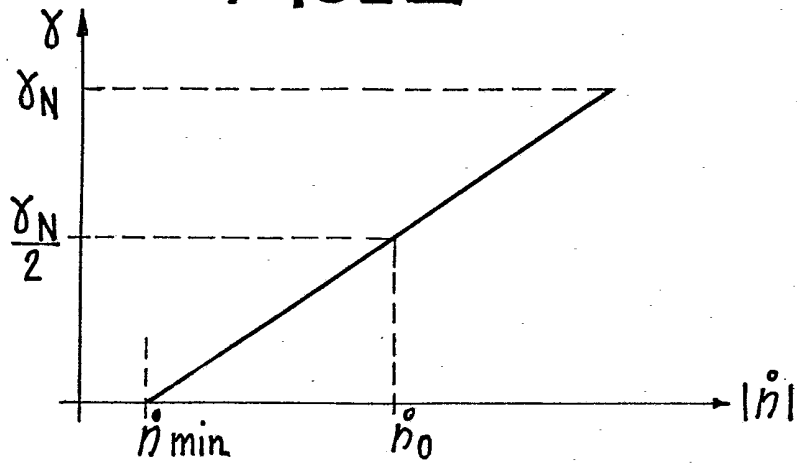


FIG. 10

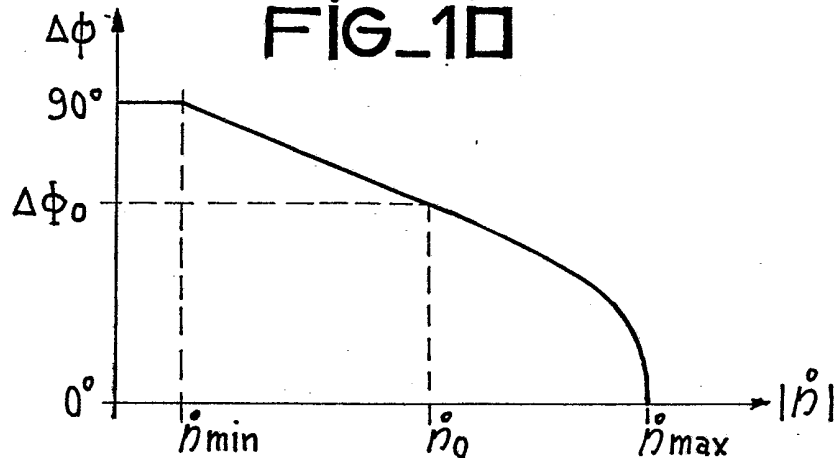
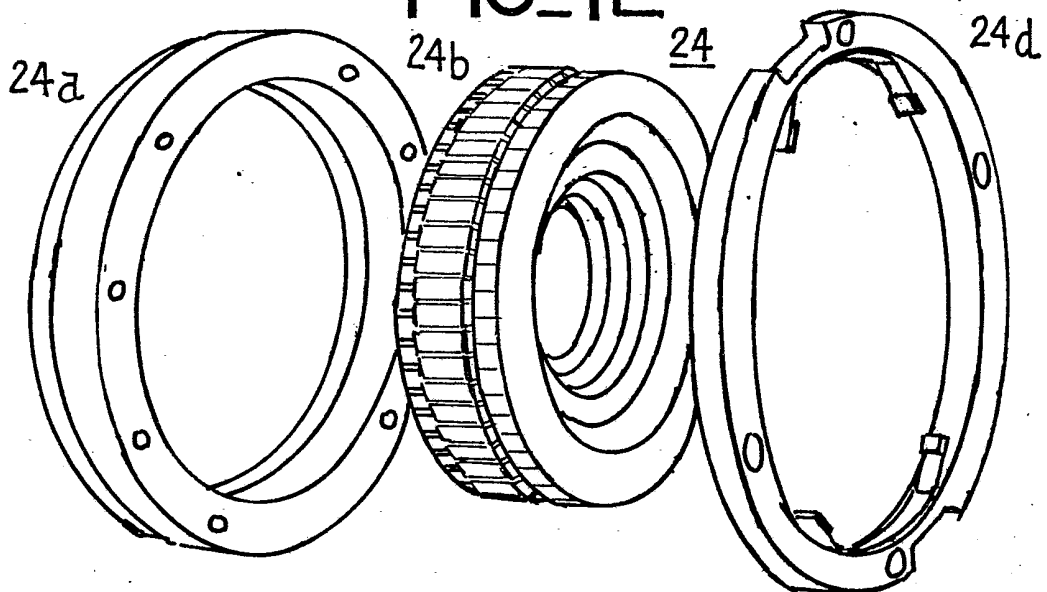


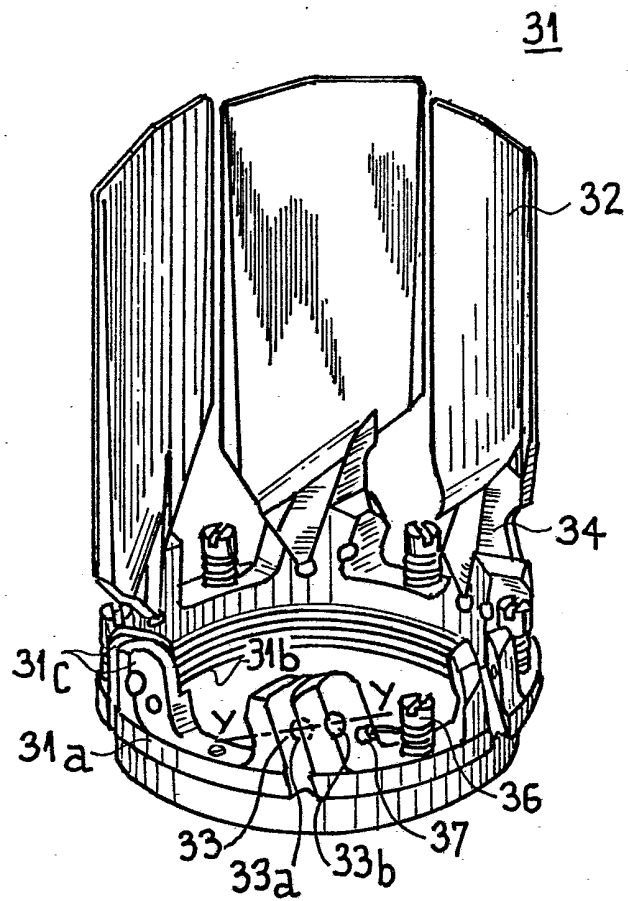
FIG. 12





8/11

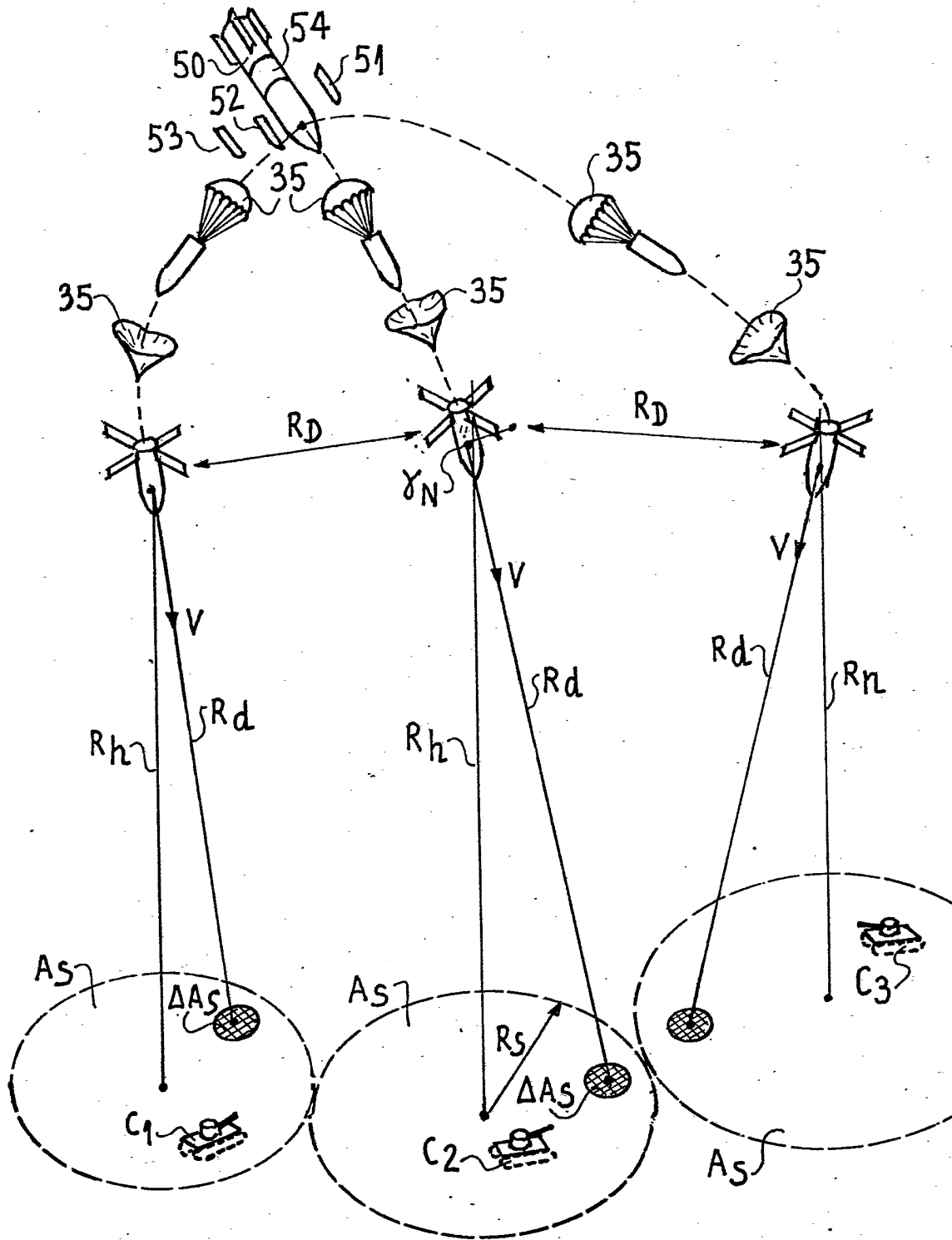
FIG. 13





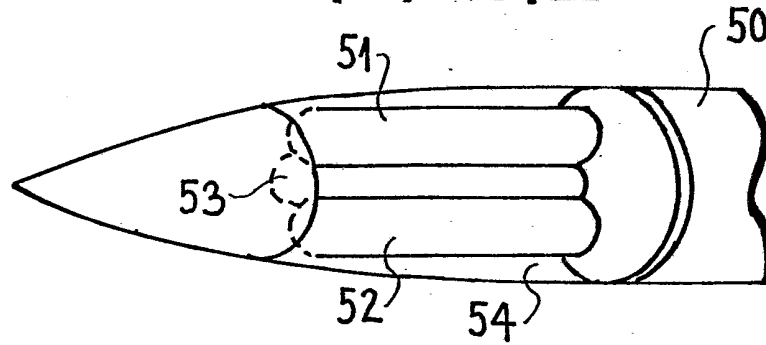
9/11

# FIG 14

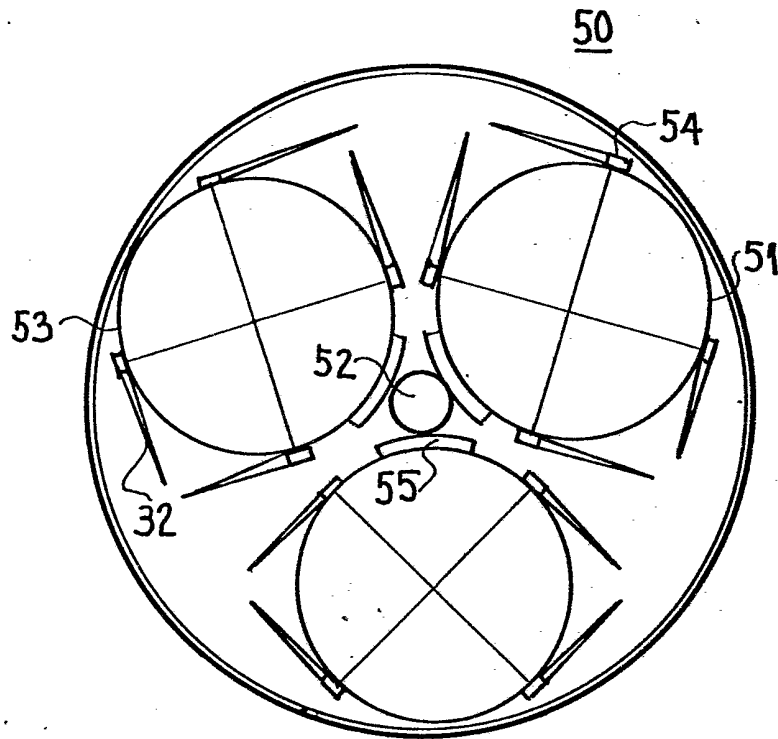


10/11

FIG\_15

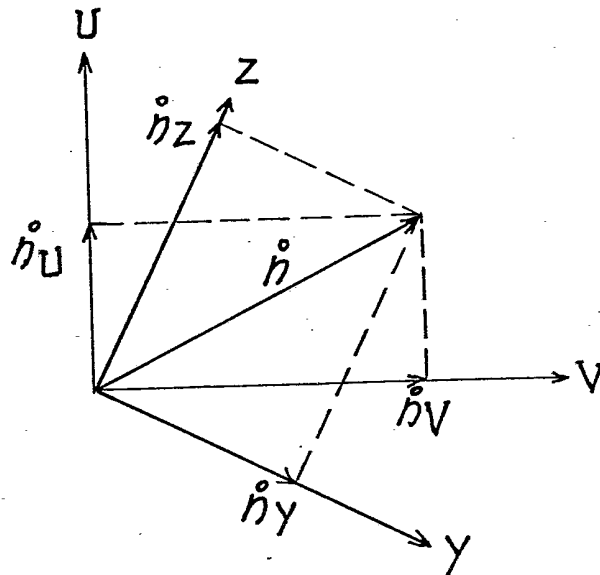


FIG\_16



11/11

FIG\_17



FIG\_18

