

(19)



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

(11)

Numéro de publication :

0 033 283
B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPÉEN

(45)

Date de publication du fascicule du brevet :
22.01.86

(51)

Int. Cl.⁴ : **F 41 G 7/22**

(21)

Numéro de dépôt : **81400119.4**

(22)

Date de dépôt : **28.01.81**

(54)

Système d'auto-guidage simplifié pour engin du type obus ou roquette.

(30)

Priorité : **29.01.80 FR 8001869**

(43)

Date de publication de la demande :
05.08.81 Bulletin 81/31

(45)

Mention de la délivrance du brevet :
22.01.86 Bulletin 86/04

(84)

Etats contractants désignés :
DE GB IT SE

(56)

Documents cités :

US-A- 3 642 233**US-A- 3 706 429****US-A- 3 735 944****US-A- 3 905 563**

Le dossier contient des informations techniques présentées postérieurement au dépôt de la demande et ne figurant pas dans le présent fascicule.

(73)

Titulaire : **SOCIETE EUROPEENNE DE PROPULSION (S.E.P.) Société Anonyme dite:**
3, avenue du Général de Gaulle
F-92800 Puteaux (FR)

(72)

Inventeur : **Heidmann, Richard**
36, allée Circulaire
F-27200 Vernon (FR)
 Inventeur : **Crapiz, Dino Noel**
28, rue du Dehes
F-33160 Le Haillan (FR)

(74)

Mandataire : **Thevenet, Jean-Bruno et al**
Cabinet BEAU DE LOMENIE 55 rue d'Amsterdam
F-75008 Paris (FR)

EP 0 033 283 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

La présente invention est relative à un système d'auto-guidage simplifié pour engin du type obus ou roquette non stabilisé activement en attitude.

Les systèmes d'artillerie sol-sol ou les armements air-sol, à base d'obus ou de roquettes mettent de plus en plus souvent en œuvre des engins auto-propulsés munis de têtes militaires pouvant comporter des sous-charges multiples. Ces engins que constituent ces têtes destinés à atteindre une cible déterminée peuvent être répartis en plusieurs catégories. Les engins dits à effet dirigé, c'est-à-dire dont l'action est exercée à distance, sans guidage, en direction d'une cible dès que celle-ci a été détectée, présentent l'avantage de faire l'économie d'un système de guidage mais sont limités en portée et en efficacité par suite des limitations de la précision de l'action à distance. Les engins téléguidés peuvent être très précis, mais sont relativement complexes et coûteux. Enfin, les engins à guidage terminal par auto-directeur, utilisant par exemple une loi de guidage proportionnel, peuvent être précis mais nécessitent des moyens actifs de stabilisation en attitude de l'engin et des moyens de montage du dispositif de détection sur un système gyroscopique afin de disposer d'une antenne libre et inertielle capable de garder en vue la cible. De tels systèmes ne peuvent ainsi allier une efficacité suffisante, tant en champ de recherche des cibles qu'en probabilité d'atteinte, qu'au prix d'une transformation des munitions auxquelles on les applique en missiles sophistiqués et coûteux.

On connaît déjà par le document US-A-3 642 233 un système d'auto-guidage optique appliqué à un missile doté d'un mouvement de rotation sur lui-même. Un détecteur optique de la position d'une cible produit, à chaque révolution du missile, des signaux qui dépendent de l'angle entre l'axe de rotation du missile sur lui-même et la direction du missile à la cible. Un tel système d'auto-guidage implique cependant la mise en œuvre d'un gyroscope pour la détermination de la vitesse de roulis.

On connaît par ailleurs par le document US-A-3 735 944 un système de guidage pour missile utilisant deux accéléromètres montés sur le missile pour détecter les accélérations latérale et verticale et un accéléromètre associé à un détecteur infra-rouge à champ étroit qui est maintenu en permanence pointé sur la cible. Un tel système de guidage connu est particulièrement complexe et nécessite la mise en œuvre des moyens gyroscopiques à côté des accéléromètres, sans pour autant permettre un balayage de recherche de cible très étendu.

La présente invention vise précisément à réaliser un matériel de guidage simplifié pour permettre de supprimer les imprécisions et limitations en portée des systèmes à effet dirigé tout en apportant une simplification à la conception des systèmes à auto-directeur classiques notamment en évitant l'utilisation de matériel gyroscopique et la nécessité de stabiliser activement un engin en attitude. La présente invention vise encore à étendre le champ de recherche de la cible, c'est-à-dire le rayon d'action des systèmes de détection et à diminuer le temps d'acquisition des données relatives à la cible et par suite à augmenter la durée de la phase de guidage, donc la manœuvrabilité.

Ces buts sont atteints grâce à un système d'auto-guidage simplifié pour engin du type obus ou roquette non stabilisé activement en roulis, comprenant un système d'auto-guidage simplifié pour engin du type obus ou roquette non stabilisé activement en roulis, comprenant des moyens de détection d'une cible montés directement sur la structure de l'engin, des moyens de détermination de l'orientation du vecteur $\vec{U}_c$ représentant la direction de la cible par rapport à l'axe de l'engin à partir des moyens de détection de cible, des moyens de détermination de la vitesse de roulis ω des moyens de détermination de l'orientation du vecteur $\vec{V}$ représentant la vitesse relative de l'engin par rapport à l'air dans un repère lié à l'engin, et des moyens d'élaboration d'une force de pilotage $\vec{F}_p$ à partir de grandeurs fonction des orientations des vecteurs $\vec{V}$ et $\vec{U}_c$, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens passifs assurant l'entretien du mouvement en roulis de l'engin, un dispositif accélérométrique monté directement sur la structure de l'engin et incluant au moins un accéléromètre à axe sensible radial par rapport à l'engin pour détecter l'accélération latérale de l'engin, et des moyens associés au dispositif accélérométrique pour discriminer l'accélération latérale de l'engin γ_{ext} due aux forces extérieures et l'accélération centrifuge γ_c due au roulis respectivement proportionnelles à l'amplitude crête à crête et à la valeur moyenne de l'accélération latérale de l'engin, et en ce que les informations obtenues à partir du dispositif accélérométrique et des moyens de discrimination associés sont fournies aux moyens de détermination de l'orientation du vecteur $\vec{V}$ représentant la vitesse relative de l'engin par rapport à l'air.

Avec un tel système, tous les moyens de détection peuvent être montés sur la structure de l'engin et il n'est pas besoin de disposer de matériel gyroscopique. L'engin n'a pas non plus à être stabilisé en roulis puisque le dispositif accélérométrique permet de déterminer en permanence la position relative en roulis de l'engin par rapport à la direction de la cible et à la direction du vecteur vitesse. Au contraire, il est suffisant de disposer de moyens d'entretien du roulis réalisés par exemple grâce à un calage d'empennage.

Dans le cas notamment où le dispositif accélérométrique ne comprend qu'un seul accéléromètre, les moyens de discrimination associés au dispositif accélérométrique comprennent un circuit de détermination de la valeur moyenne du signal fourni par ledit accéléromètre et un circuit de mesure de l'amplitude crête à crête dudit signal fourni par ledit accéléromètre pour fournir respectivement un signal représentatif de l'accélération centrifuge γ_c de l'engin γ_{ext} due aux forces extérieures.

Toutefois, selon un mode de réalisation avantageux, le dispositif accélérométrique comprend au moins deux accéléromètres à axe sensible radial disposés à 180° l'un de l'autre dans un plan perpendiculaire à l'axe de l'engin.

- Dans ce cas, les moyens de discrimination associés au dispositif accélérométrique peuvent
 5 comprendre un circuit de sommation des signaux fournis par lesdits accéléromètres et un circuit de soustraction des signaux fournis par lesdits accéléromètres pour produire respectivement un signal représentatif de l'accélération centrifuge de l'engin γ_c et un signal représentatif de l'accélération latérale de l'engin due aux forces extérieures γ_{ext} .

- Selon un autre mode de réalisation, le dispositif accélérométrique comprend au moins deux
 10 accéléromètres à axe sensible radial disposés à 90° l'un de l'autre dans un plan perpendiculaire à l'axe de l'engin.

- D'une manière générale, les moyens de détermination de grandeurs utiles liées au vecteur $\vec{V}$ comprennent des moyens extracteurs de racine carrée pour déterminer la vitesse de roulis ω de l'engin à partir de l'accélération centrifuge γ_c fournie par les moyens de discrimination, des circuits de détection
 15 des extremums de l'accélération latérale γ_{ext} fournie par les moyens de discrimination, des moyens d'intégration de la vitesse de roulis ω commandés par les circuits de détection d'extremums pour fournir un signal représentatif de l'angle de roulis j entre la projection du vecteur $\vec{V}$ sur un plan perpendiculaire à l'axe de l'engin et un axe de référence dudit plan lié à l'engin, des moyens pour fournir un signal d'approximation de la force de portance $F\beta$ des actionneurs à partir de l'angle de braquage β des
 20 gouvernes fourni par un indicateur de braquage, des moyens de détermination de la composante $F\beta \cos j$ de la force de portance approximée $F\beta$ dans le plan d'incidence, à partir des signaux fournis par les moyens d'approximation de la force de portance $F\beta$ des actionneurs et lesdits moyens d'intégration, des moyens d'élaboration de la force globale F liée à l'accélération γ_{ext} , des moyens de soustraction de la composante $F\beta \cos j$ par rapport à la force globale F pour déterminer la force P due à la portance de
 25 l'engin et des moyens pour restituer la valeur i de la position angulaire du vecteur $\vec{V}$ à partir de la force P .

- Les moyens de détection de cible peuvent comprendre un système optique associé à au moins une barrette comportant une pluralité de détecteurs infra-rouge, alignés et faisant un angle prédéterminé θ par rapport à l'axe de l'engin et les moyens de détermination de grandeurs utiles liées au vecteur $\vec{u}_c$
 30 représentatif de la direction engin-cible comprennent au moins un circuit de détermination de l'angle δ entre ledit vecteur $\vec{u}_c$ et l'axe de l'engin, à partir de l'identification des détecteurs excités, et des moyens d'intégration de la vitesse de roulis ω fournie par des moyens extracteurs de racine carrée, à partir de l'accélération centrifuge γ_c , pour fournir un signal représentatif d'un angle de roulis relatif φ entre un plan de détection défini par le vecteur $\vec{u}_c$ et l'axe de l'engin et un plan axial de référence lié à l'engin.

- On notera que pour que ce type de détection simplifiée, soit possible, il est seulement nécessaire que
 35 l'engin présente un mouvement de roulis, la vitesse de roulis pouvant elle-même être variable.

Selon une variante de réalisation, les moyens de détection de cible comprennent un système à balayage électronique du champ de recherche de la cible.

- Selon un mode de mise en œuvre de l'invention, les moyens d'élaboration de la force de pilotage $\vec{F}_p$ sont réalisés de manière à asservir la vitesse $\vec{V}$ sur la direction de la cible $\vec{u}_c$ à partir des grandeurs utiles
 40 déterminées fournissant des valeurs de la direction de la vitesse $\vec{V}$, et de la direction de la cible $\vec{u}_c$, à partir des indications fournies par le dispositif accélérométrique et les moyens de détection de cible et d'informations enregistrées relatives au module de la vitesse $\vec{V}$ et aux paramètres aérodynamiques permettant de restituer l'incidence à partir de la portance.

- D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront mieux à la lecture dans la
 45 description qui fait suite de modes particuliers de réalisation de l'invention donnés uniquement à titre d'exemples non limitatifs, en référence au dessin annexé, sur lequel :

- la figure 1 est une vue schématique en perspective d'un engin auto-guidé selon l'invention,
 les figures 2 et 3 sont des vues schématiques montrant le principe de la détection d'une cible et du guidage de l'engin,
 50 la figure 4 est une vue d'un schéma-bloc montrant différents éléments constitutifs du système d'auto-guidage selon l'invention,
 la figure 5 représente une vue schématique d'un dispositif accélérométrique incorporé dans le système selon l'invention,
 les figures 6 et 7 montrent un exemple de détecteurs de cible utilisés dans le système selon
 55 l'invention,
 les figures 8 et 9 sont des vues schématiques de deux exemples de circuits de discrimination associés au dispositif accélérométrique de la Fig. 5,
 la figure 10 est un diagramme représentant les signaux en divers points des circuits des figures 8 et 9, et
 60 les figures 11 et 12 représentent des schémas plus détaillés de sous-ensembles des circuits de la figure 4.

- L'invention s'applique plus particulièrement à un engin du type obus ou roquette, tel que la tête militaire 1 représentée sur la figure 1. Une telle tête militaire, généralement prévue pour être lancée au moyen d'un engin auto-propulsé stabilisé sur une trajectoire prédéterminée, est séparée du vecteur de
 65 transport à une certaine altitude au-dessus du champ de recherche de la cible. Selon la présente

invention, des moyens d'autoguidage simplifié sont incorporés dans la tête pour lui permettre d'atteindre la cible avec une précision suffisante tout en évitant l'usage des systèmes classiques coûteux du type à auto-directeurs.

La tête 1 peut comprendre un corps 11 dans lequel est stocké un chargement de munitions destiné à être éjecté sur une cible, et une ogive 12 équipée d'un système d'auto-guidage de l'ensemble en direction de la cible. Un empennage 2 déployé au moment du largage assure de façon classique une stabilisation du mouvement de l'engin tandis que des gouvernes 3 commandées par le système de pilotage permettent de diriger l'engin sur la cible lorsque les systèmes de détection de cible 4 et d'auto-guidage ont été mis en service à une altitude prédéterminée au-dessus du champ de recherche de la cible. Il est à noter que les systèmes de détection de cible et d'auto-guidage selon l'invention qui peuvent être mis en œuvre à partir d'une altitude relativement élevée, par exemple à environ 1 000 m au-dessus du champ de recherche de la cible, sont capables de fournir rapidement des indications de correction permettant un guidage précis et de continuer à fonctionner jusqu'à une altitude très basse précédant immédiatement l'ouverture de la tête et l'éjection de l'ensemble des sous-charges contenues dans le corps 11 de l'engin.

Au début de la phase de détection de cible et de guidage de l'engin, celui-ci présente un mouvement de roulis, qui peut être entretenu aérodynamiquement, de vitesse ω autour de son axe de roulis $E_1 E'_1$ (fig. 1 et 2). Le vecteur vitesse relative $\vec{V}$ de l'engin par rapport à l'air, appliqué au centre de gravité G de l'engin fait un angle d'incidence i par rapport à l'axe de l'engin $E_1 E'_1$. Le vecteur unitaire $\vec{u}_c$ indiquant la direction de la cible 10 par rapport à l'engin 1 fait un angle δ avec l'axe de roulis $E_1 E'_1$ de l'engin (de vecteur unitaire $\vec{u}$) dans le plan de la cible détectée 10 défini par l'axe de roulis $E_1 E'_1$ et le vecteur $\vec{u}_c$. L'angle de roulis φ entre le plan de la cible détectée $\vec{u}_c, \vec{u}$ et un plan de référence $E_1 E'_1, E_3 E'_3$ lié à la structure de l'engin est indiqué sur la Fig. 1.

Le principe de guidage de l'engin 1 par rapport à la cible 10 est illustré par le diagramme vectoriel de la figure 3. La cible 10 détectée présente une vitesse de déplacement $\vec{V}_c$ représentée dans un repère fixe de l'espace OXYZ. L'engin 1 de centre de gravité G auquel est lié un repère de référence G_{xyz} tel que le repère E_1, E_2, E_3 de la figure 1 présente une vitesse relative de déplacement $\vec{V}$ faisant un angle d'incidence i avec l'axe de l'engin Gx (vecteur $\vec{u}$). Le vecteur $\vec{u}_c$ indiquant la direction engin 1 — cible 10 fait un angle δ avec l'axe de l'engin 1. La force de pilotage de l'engin $\vec{F}_p$ est élaborée de manière à asservir le vecteur vitesse $\vec{V}$ de l'engin au vecteur $\vec{u}_c$ donnant la direction engin-cible et se trouve à la fois située dans le plan $(\vec{V}, \vec{u}_c)$, perpendiculaire à l'axe $\vec{u}$ de l'engin et proportionnelle à l'angle $(\vec{V}, \vec{u}_c)$. La force de pilotage $\vec{F}_p$ est appliquée à l'engin au moyen d'actionneurs 140 provoquant le braquage des gouvernes de l'engin 3 (fig. 4). La force de pilotage est elle-même élaborée à chaque instant par un calculateur 130 à partir des données constituées par, d'une part, le plan de détection défini par les vecteurs $\vec{u}_c, \vec{u}$, et l'angle δ et, d'autre part, le plan d'incidence défini par les vecteurs $\vec{V}, \vec{u}$, et l'angle d'incidence i .

Les données relatives au plan d'incidence et à l'angle d'incidence i sont appliquées à l'ensemble 130 à partir de moyens de calcul 120 prenant en compte les informations de mesure d'accélération 121 fournies par le dispositif accélérométrique 5 lié à l'engin 1 (fig. 1) et les circuits discriminateurs associés 6. Les données relatives au plan de détection et à l'angle δ sont par ailleurs appliquées à l'ensemble 130 à partir de moyens de calcul 110 prenant en compte les informations de vitesse de roulis 111 dérivées également du dispositif accélérométrique 5, et de position et vitesse de cible 112 fournies à partir du dispositif de détection 4.

Les dispositifs de détection et de mesure fournissant les informations primaires précitées au calculateur de guidage 110, 120, 130 déduisant les grandeurs utiles et élaborant la force de pilotage, seront décrits plus en détail ci-dessous.

Les organes de mesure 5 et de détection 4 qui fournissent les informations primaires indispensables pour réaliser un auto-guidage de l'engin 1 en direction de la cible 10 se caractérisent essentiellement par une grande simplicité de mise en œuvre puisqu'ils sont montés sur la structure même de l'engin et ne nécessitent aucun support inertiel ou dispositif du type gyroscopique.

Le dispositif accélérométrique 5 (fig. 1 et 5) comprend au moins un accéléromètre 51 à axe sensible radial, c'est-à-dire perpendiculaire à l'axe $E_1 E'_1$ de l'engin 1. Il est toutefois possible d'associer plusieurs accéléromètres à axes sensibles radiaux dans un plan perpendiculaire à l'axe de l'engin, de préférence au voisinage du centre de gravité de celui-ci. Selon un mode de réalisation avantageux, deux accéléromètres peuvent être disposés à 180° (références 51, 52) ou à 90° (références 51, 53) l'un de l'autre dans des positions fixes d'un repère $A_1 A'_1, A_2 A'_2$ lié à la structure de l'engin. Un tel dispositif accélérométrique donne les informations primaires à partir desquelles il est possible de déterminer l'accélération latérale γ_{ext} due aux forces extérieures, et donc de connaître la portance P puis d'en déduire l'incidence i . Pour la détermination du plan d'incidence et de l'angle d'incidence i , il convient naturellement de retrancher le facteur de charge $F\beta$ dû en propre aux actionneurs, dont l'état est connu à tout instant par l'angle de braquage β des gouvernes et de connaître au moins approximativement le module de la vitesse $\vec{V}$ et l'ensemble des paramètres aérodynamiques permettant de restituer l'incidence à partir de la portance. Ces valeurs qui sont peu fluctuantes pour une application déterminée peuvent être soit mémorisées sous forme de constantes dans le calculateur 120, soit introduites dans ce calculateur avant le tir pour tenir compte de paramètres spécifiques à ce tir.

Le dispositif accélérométrique 5 destiné à permettre la détermination de l'incidence i , c'est-à-dire de

l'orientation du vecteur $\vec{V}$, présente une seconde fonction qui permet la mise en œuvre de dispositifs de détection de cible simplifiés. En effet, les accéléromètres 51, 52 à axes sensibles radiaux fournissent des indications qui permettent d'extraire l'accélération centrifuge γ_c due au roulis, dont la valeur varie peu à chaque rotation tandis que l'accélération γ est due à l'action de la portance produit elle-même un signal sinusoïdal. De la sorte, à partir de la vitesse de roulis, il est possible de déduire simplement à l'aide d'un intégrateur, la position en roulis de l'engin à tout instant, c'est-à-dire l'angle de roulis relatif γ entre le plan de la cible détectée contenant l'axe de roulis $\vec{u}$ et la direction de la cible $\vec{u}_c$ et un plan de référence $E_2 E'_2, E_3 E'_3$. Connaissant l'angle de roulis φ à tout instant, il est possible d'utiliser un système de détection 4 de la cible qui ne fournit une information complète de position angulaire de la cible par rapport aux axes du repère lié à l'engin qu'un nombre de fois limité par période de roulis tandis que la force de pilotage peut toujours être appliquée à tout instant dans un plan bien déterminé, quelle que soit la position en roulis de l'engin.

Les figures 8 à 10 montrent comment il est possible de déterminer, à partir des signaux fournis par le dispositif accélérométrique 5, des signaux représentatifs respectivement de l'accélération centrifuge γ_c due au roulis et de l'accélération latérale γ_{ext} due aux forces extérieures.

Dans le cas de la figure 8, un seul accéléromètre 51 peut être utilisé pour fournir un signal γ_1 représentatif de l'accélération latérale totale à laquelle est soumise l'engin. Le signal γ_1 est alors appliqué, dans un circuit discriminateur 6, d'une part à un circuit 61 qui fournit la valeur moyenne γ_c du signal γ_1 (fig. 10), d'autre part à un circuit 62 de mesure de l'amplitude crête à crête du signal γ_1 qui permet de déterminer à chaque période la valeur de l'accélération latérale γ_{ext} , puisque le signal issu du circuit 62 correspond alors à $2 \gamma_{ext}$.

Dans le cas de la figure 9, deux accéléromètres 51 et 52 à axe sensible radial, disposés à 180° l'un de l'autre dans un plan perpendiculaire à l'axe de l'engin (fig. 5) fournissent respectivement des signaux γ_1 et γ_2 (fig. 10) qui sont appliqués au circuit discriminateur 6 qui dans ce cas comprend un circuit sommateur 63 et un circuit soustracteur 64 qui reçoivent chacun les signaux γ_1 et γ_2 . Comme on peut le voir sur le graphique de la figure 10, le circuit sommateur 63 fournit en sortie un signal $2\gamma_c$ proportionnel à l'accélération centrifuge due au roulis tandis que le circuit soustracteur 64 fournit un signal représentatif de l'accélération γ_{ext} due aux forces extérieures.

Les signaux γ_c et γ_{ext} délivrés par les moyens de discrimination 6 peuvent alors être utilisés, en combinaison avec les signaux fournis par le dispositif 4 de détection de cible, pour permettre l'élaboration de la force de pilotage $\vec{F}_p$ dans les ensembles de calcul 110, 120, 130.

L'ensemble 4 de détection de cible monté dans la tête 1 peut comprendre un système d'imagerie infra-rouge ou visible, avec balayage électronique de l'ensemble du champ de recherche permettant de disposer d'une information complète de position angulaire avec une fréquence de récurrence importante, ou encore des systèmes de détection à micro-ondes ou de détection de cibles illuminées par laser. Toutefois, un ensemble de détection 4 particulièrement avantageux est constitué par un système optique 45 (fig. 7) associé à une ou plusieurs barrettes 41, 42 (fig. 6 et 7) de détecteurs infra-rouge 40 alignés sensiblement radialement par rapport à l'axe de l'engin $E_1 E'_1$ et solidaires de la structure de l'engin.

Avec un tel type de détecteur à barrette, le balayage de recherche au sol est obtenu simplement par un mouvement de roulis de l'engin, entretenu par exemple aérodynamiquement. Dans ce cas, l'information complète de position angulaire de la cible par rapport aux axes du repère lié à l'engin n'est fournie que n fois par période de roulis, n étant le nombre de barrettes radiales 41, 42 réparties autour de l'axe de l'engin. Chaque barrette peut comprendre par exemple une trentaine de détecteurs IR de type classique refroidis (par ex. en Cd Hg Te ou Pb Sn Te) couvrant un champ total α (fig. 2) autour de l'axe optique OO' du système optique 45 lié à la barrette de détection. Avec une barrette unique, une détection de la cible peut être effectuée rapidement en un tour de roulis, puis répétée périodiquement à chaque tour tout en permettant un ajustage en permanence de la force de pilotage $\vec{F}_p$.

Le système selon l'invention permet ainsi de réaliser, à partir de dispositifs de mesure purement statiques par rapport à l'engin dans lequel ils sont installés, la recherche étendue, rapide et prolongée d'une cible et le guidage simplifié de l'engin jusqu'à cette cible.

A titre d'exemple, on peut utiliser des détecteurs présentant un champ élémentaire d'environ $10 \text{ mrd} \times 10 \text{ mrd}$. Une barrette 41 de détecteur peut par exemple être inclinée d'un angle θ compris entre environ 60 et 90° par rapport à l'axe $E_1 E'_1$ de l'engin, et de préférence compris entre environ 75 et 90° .

Le système de détection et de mesure selon l'invention permettant de connaître d'une part les paramètres relatifs à la vitesse relative $\vec{V}$ de l'engin par rapport à l'air, grâce à une mesure accélérométrique de laquelle est issue la mesure de l'incidence i à l'aide du sous-ensemble 120 et, d'autre part, les paramètres relatifs au vecteur $\vec{u}_c$ donnant la direction engin-cible, à partir des détecteurs, par exemple de type à barrette à l'aide du sous-ensemble 110, la force de pilotage $\vec{F}_p$ peut être calculée, en module et direction à chaque détection par exemple par la formule suivante :

$$\vec{F}_p = K(p) A \vec{F}_{up}$$

dans laquelle : $\vec{F}_{up}$ est la composante du vecteur $\vec{F}_u$ qui est normale à l'axe de l'engin $E_1 E'_1$, le vecteur $\vec{F}_u$ étant lui-même perpendiculaire à la vitesse engin $\vec{V}$, situé dans le plan de vitesse engin $\vec{V}$ — direction engin-cible $\vec{u}_c$, orienté de $\vec{V}$ vers $\vec{u}_c$ et de module égal à $\sin \eta = \eta$, où η est l'angle $\vec{V}, \vec{u}_c$.

Ainsi, de façon vectorielle, si $\vec{V}_1$ est le vecteur unitaire de $\vec{V}$, on a les formules suivantes :

$$\begin{aligned}\vec{F}_u &= (\vec{V}_1 \wedge \vec{u}_c) \wedge \vec{V}_1 \\ \vec{F}_{up} &= \vec{F}_u - (\vec{F}_u \cdot \vec{u}) \vec{u}\end{aligned}$$

Le vecteur $\vec{F}_{up}$ est élaboré par le calculateur 130 à partir des informations relatives à $\vec{V}_1$ et $\vec{u}_c$ disponibles à bord de l'engin et fournies par les sous-ensembles 110, 120.

A est une constante connue calculée à partir d'informations enregistrées avant le départ de l'engin et qui s'exprime par :

$$A = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 C'_{ZE}$$

ρ est la masse spécifique de l'air

S est une surface de référence

V_0 représente le module de la vitesse relative de l'engin par rapport à l'air.

C'_{ZE} représente un coefficient de portance des gouvernes 3.

$K(p)$ représente un opérateur de correction tenant compte des caractéristiques dynamiques de l'engin et des activateurs tels que les servo-moteurs de commande du braquage des gouvernes.

$K(p)$ est ainsi un filtre qui peut prendre par exemple la forme suivante :

$$K(p) = k \frac{1 + 2 \times 3 \times \frac{p}{\omega_1} + \left(\frac{p}{\omega_1}\right)^2}{\left(1 + \frac{p}{\omega_2}\right)^2}$$

où k est un gain.

Le numérateur est un filtre du second ordre, comportant un retour en vitesse (d'amortissement 3) et en accélération,

le dénominateur est un filtre en fréquence,

p est l'opérateur de Laplace et les valeurs de K , 3, ω et ω_2 dépendent des caractéristiques particulières de l'engin.

Par ailleurs, si l'on se reporte aux figures 4, 11 et 12, on voit un exemple de circuits permettant d'élaborer les grandeurs utilisées par le calculateur 130 pour déterminer la force de pilotage.

Les moyens 120 de détermination des grandeurs utiles liées au vecteur $\vec{V}$, c'est-à-dire essentiellement de l'angle d'incidence i , comprennent (fig. 11) un circuit 124 extracteur de racine carrée auquel est appliqué le signal γ_c issu du discriminateur 6, pour fournir un signal ω représentant la vitesse de roulis de l'engin, un circuit 123 de détection des extremums de l'accélération latérale γ_{ext} qui permet de donner une indication des instants où les accéléromètres 51 ou 52 liés à l'engin 1 se trouvent dans le plan d'incidence défini par les vecteurs $\vec{V}$ et $\vec{u}$, un circuit intégrateur 125 auquel est appliqué le signal ω fourni par le circuit 124, et dont les points de départ d'intégration sont commandés par le circuit 123 de détection d'extremums, afin de délivrer en sortie des signaux représentant l'angle de roulis j entre la projection du vecteur $\vec{V}$ sur le plan perpendiculaire à l'axe $E_1 E'_1$ de l'engin et contenant les accéléromètres 51, 52, et un axe de référence lié à l'engin dans ledit plan contenant les accéléromètres 51, 52. L'angle j représente ainsi l'angle entre ledit plan d'incidence $(\vec{V}, \vec{u})$ et ledit axe de référence perpendiculaire à l'axe $E_1 E'_1$.

Le circuit 120 comprend en outre un circuit 122 qui fournit un signal représentant la valeur approximée de la force de portance $F\beta$ des actionneurs 140, 150 à partir de la valeur de l'angle de braquage β fourni par un indicateur de braquage, non représenté. Un circuit 126 auquel sont appliqués les signaux issus du circuit 122 et de l'intégrateur 125 permet alors de fournir la valeur $F\beta \cos j$ de la composante dans le plan d'incidence $\vec{V}, \vec{u}$, de la force de portance approximée $F\beta$. La force globale F liée à l'accélération γ_{ext} fournie par le circuit discriminateur 6 est déterminée dans le circuit 127 et appliquée à un circuit soustracteur 128 qui reçoit également le signal issu du circuit 126 afin de fournir en sortie un signal représentant la force P due à la portance de l'engin et qui équivaut à la force globale F diminuée de la composante $F\beta \cos j$ qui prend en compte le facteur de charge qui est dû en propre aux actionneurs et qui dépend à la fois de leur état (angle β) et de la position de roulis (angle j). La valeur de l'angle d'incidence i du vecteur $\vec{V}$, qui est liée à la force P par un simple coefficient de proportionnalité peut alors être fournie par le circuit 129 placé en sortie du soustracteur 128.

La figure 12 montre le schéma simplifié de moyens 110 de détermination de grandeurs utiles liées au vecteur $\vec{u}_c$ donnant la direction engin-cible. A partir de signaux 112 fournis par le dispositif de détection de cible 4 et comprenant l'identification du ou des éléments de détection 40 activés, un circuit 113 fournit la valeur de l'angle δ entre les vecteurs $\vec{u}_c$ et $\vec{u}$. L'angle de roulis ϕ sus-mentionné entre la projection du vecteur $\vec{u}_c$ dans le plan de référence $E_2 E'_2 - E_3 E'_3$ et l'axe de référence $E_3 E'_3$ lié à l'engin, est lui-même déterminé par un circuit intégrateur 115 qui reçoit un signal 111 représentatif de la vitesse de roulis

ω pouvant être fourni par exemple par le circuit 124 de la figure 11. Le circuit intégrateur 115 est lui-même commandé par un circuit 114 qui détecte les instants de passage de la cible dans le champ des détecteurs et déclenche l'intégration de la vitesse de roulis ω à partir desdits instants pour fournir une indication de l'angle φ . Naturellement, divers perfectionnements ou variantes peuvent être apportés au système de détection. Ainsi, il est possible, après « l'accrochage » d'une cible, c'est-à-dire la détection d'une cible par un élément détecteur 47, de réduire ensuite le champ de vision des détecteurs 40 autour de ce détecteur 47 c'est-à-dire de créer une fenêtre angulaire plus réduite en mettant temporairement hors service les éléments détecteurs les plus éloignés dudit détecteur 47 qui a été excité. Ceci permet de conserver un large champ de vision pour l'approche et le repérage d'une cible, avec une barrette complète en service, tout en réservant la possibilité d'augmenter le rapport signal/bruit par une limitation du nombre de détecteurs voisins en service, lorsqu'une cible a déjà été repérée. Par ailleurs, il est également possible, après un premier repérage de cible par des détecteurs, de mettre hors service temporairement les détecteurs d'une barrette après chaque passage de la cible dans le champ de ladite barrette. Dans le cas de cibles terrestres, les détecteurs d'une barrette ne sont en effet opérationnels que pour une fraction relativement faible d'une rotation de roulis. Un test peut ainsi être conduit, par exemple par le calculateur 130, pour temporiser, à chaque tour de roulis, la remise en service des circuits associés à une barrette de détecteurs qui, après l'enregistrement d'une détection ont été automatiquement inhibés.

20 Revendications

1. Système d'auto-guidage simplifié pour engin du type obus ou roquette non stabilisé activement en roulis, comprenant des moyens (4) de détection d'une cible (10) montés directement sur la structure de l'engin, des moyens (120) de détermination de l'orientation du vecteur $\vec{u}_c$ représentant la direction de la cible par rapport à l'axe de l'engin à partir des moyens de détection de cible (4), des moyens de détermination de la vitesse de roulis ω , des moyens de détermination de l'orientation du vecteur $\vec{V}$ représentant la vitesse relative de l'engin par rapport à l'air dans un repère lié à l'engin, et des moyens (130) d'élaboration d'une force de pilotage $\vec{F}_p$ à partir de grandeurs fonction des orientations des vecteurs $\vec{V}$ et $\vec{u}_c$, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens passifs (2) assurant l'entretien du mouvement en roulis de l'engin, un dispositif accélérométrique (5) monté directement sur la structure de l'engin et incluant au moins un accéléromètre (51) à axe sensible radial par rapport à l'engin (1) pour détecter l'accélération latérale de l'engin, et des moyens (6) associés au dispositif accélérométrique (5) pour discriminer l'accélération latérale de l'engin γ_{ext} due aux forces extérieures et l'accélération centrifuge γ_c due au roulis respectivement proportionnelles à l'amplitude crête à crête et à la valeur moyenne de l'accélération latérale de l'engin, et en ce que les informations obtenues à partir du dispositif accélérométrique (5) et des moyens de discrimination (6) associés sont fournies aux moyens (120) de détermination de l'orientation du vecteur $\vec{V}$ représentant la vitesse relative de l'engin par rapport à l'air.

2. Système d'auto-guidage selon la revendication 1, caractérisé en ce que les moyens de discrimination (6) associés au dispositif accélérométrique comprennent un circuit (61) de détermination de la valeur moyenne du signal fourni par ledit accéléromètre (51) et un circuit (62) de mesure de l'amplitude crête à crête dudit signal fourni par ledit accéléromètre pour fournir respectivement un signal représentatif de l'accélération centrifuge γ_c de l'engin et un signal représentatif de l'accélération latérale de l'engin γ_{ext} due aux forces extérieures.

3. Système d'auto-guidage selon la revendication 1, caractérisé en ce que le dispositif accélérométrique (5) comprend au moins deux accéléromètres (51, 52) à axe sensible radial disposés à 180° l'un de l'autre dans un plan perpendiculaire à l'axe de l'engin.

4. Système d'auto-guidage selon la revendication 1, caractérisé en ce que le dispositif accélérométrique (5) comprend au moins deux accéléromètres (51, 53 ou 52, 53) à axe sensible radial disposés à 90° l'un de l'autre dans un plan perpendiculaire à l'axe de l'engin.

5. Système d'auto-guidage selon la revendication 3, caractérisé en ce que les moyens de discrimination (6) associés au dispositif accélérométrique comprennent un circuit (63) de sommation des signaux fournis par lesdits accéléromètres (51, 52) et un circuit (64) de soustraction des signaux fournis par lesdits accéléromètres (51, 52) pour produire respectivement un signal représentatif de l'accélération centrifuge de l'engin γ_c et un signal représentatif de l'accélération latérale de l'engin due aux forces extérieures γ_{ext} .

6. Système d'auto-guidage selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que les moyens (120) de détermination de l'orientation du vecteur $\vec{V}$ comprennent des moyens (124) extracteurs de racine carrée pour déterminer la vitesse de roulis ω de l'engin à partir de l'accélération centrifuge γ_c fournie par les moyens de discrimination (6), des circuits (123) de détection des extremums de l'accélération (6), des moyens (125) d'intégration de la vitesse de roulis ω commandés par les circuits (123) de détection d'extremums pour fournir un signal représentatif de l'angle de roulis j entre la projection du vecteur $\vec{V}$ sur un plan perpendiculaire à l'axe de l'engin et un axe de référence dudit plan lié à l'engin, des moyens (122) pour fournir un signal d'approximation de la force de portance F_β des actionneurs (140, 3) à partir de l'angle de braquage β des gouvernes (3) fourni par un indicateur de braquage, des moyens (126) de détermination de la composante $F_\beta \cos j$ de la force de portance

approximée F_p dans le plan d'incidence, à partir des signaux fournis par les moyens (123) d'approximation de la force de portance F_p des actionneurs et lesdits moyens d'intégration (125), des moyens (127) d'élaboration de la force globale F liée à l'accélération γ_{ext} , des moyens (128) de soustraction de la composante $F_p \cos j$ par rapport à la force globale F pour déterminer la force P due à la portance de l'engin et des moyens (129) pour restituer la valeur i de la position angulaire du vecteur $\vec{V}$ à partir de la force P .

7. Système d'auto-guidage selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que les moyens (4) de détection de cible comprennent un système optique (45) associé à au moins une barrette (41) comportant une pluralité de détecteurs infra-rouge (40), alignés et faisant un angle prédéterminé θ par rapport à l'axe de l'engin et en ce que les moyens (110) de détermination de l'orientation du vecteur $\vec{u}_c$ représentatif de la direction engin-cible comprennent au moins un circuit (113) de détermination de l'angle δ entre ledit vecteur $\vec{u}_c$ et l'axe de l'engin, à partir de l'identification des détecteurs excités, et des moyens (115) d'intégration de la vitesse de roulis ω fournie par des moyens (124) extracteurs de racine carrée, à partir de l'accélération centrifuge γ_c , pour fournir un signal représentatif d'un angle de roulis relatif φ , entre un plan de détection défini par le vecteur $\vec{u}_c$ et l'axe de l'engin et un plan axial de référence lié à l'engin.

8. Système d'auto-guidage selon la revendication 7, caractérisé en ce que les moyens de détection de cible (4) comprennent au moins une barrette radiale (41) de détecteurs infrarouge (40) qui fait un angle prédéterminé par rapport à l'axe de l'engin, compris entre environ 60 et 90°.

9. Utilisation d'un système d'auto-guidage selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, pour le guidage d'un engin du type obus ou roquette équipé d'un ensemble de sous-charges non guidées larguées à faible distance de la cible détectée.

25 Claims

1. Simplified homing system for a missile of the shell or rocket type which is not actively stabilized against rolling, comprising means (4) for detecting a target (10), which means are directly mounted on the missile structure, means (120) for determining the orientation of the vector $\vec{u}_c$ representing the direction of the target with respect to the axis of the missile from detection target means (4), means for determining the speed of the rolling w , means for determining the orientation of the vector $\vec{V}$ representing the relative speed of the missile with respect to the air in a reference system related to the missile, and means (130) for elaborating a guiding force $\vec{F}_p$ from the said values function of the orientations of the vectors $\vec{V}$ and $\vec{u}_c$, characterized in that it comprises passive means (2) for ensuring the keeping up of the rolling movement of the missile, an accelerometric device (5) mounted directly on the missile structure and including at least one accelerometer (51) having a sensing axis radial with respect to the missile (1) to detect the lateral acceleration of the missile, and means (6) associated with the accelerometric device (5) for discriminating the lateral acceleration of the missile γ_{ext} due to outside forces and the centrifugal acceleration γ_c due to the rolling respectively proportional to the peak-to-peak amplitude and to the mean value of the lateral acceleration of the missile, and in that the information supplied by the accelerometric device (5) and associated discriminator means (6) are supplied to means (120) for determining the orientation of the vector $\vec{V}$ indicating the relative speed of the missile with respect to the air.

2. Missile homing system according to claim 1, characterized in that the discriminator means (6) associated with the accelerometric device comprise a circuit (61) to determine the mean value of the signal supplied by the said accelerometer (51) and a circuit (62) for measuring the peak-to-peak amplitude of the said signal supplied by the said accelerometer to supply respectively a signal indicative of the centrifugal acceleration γ_c of the missile and a signal indicative of the lateral acceleration γ_{ext} of the missile due to outside forces.

3. Missile homing system according to claim 1, characterized in that the accelerometric device (5) comprises at least two accelerometers (51, 52) having radial sensing axes placed at 180° from each other in a plane perpendicular to the axis of the missile.

4. Missile homing system according to claim 1, characterized in that the accelerometer device (5) comprises at least two accelerometers (51, 53 or 52, 53) having radial sensing axes placed at 90° from each other in a plane perpendicular to the axis of the missile.

5. Missile homing system according to claim 3, characterized in that the discriminator means (6) associated with the accelerometer device comprise a circuit (63) summing up the signals supplied by the said accelerometers (51, 52) and a circuit (64) for subtracting the signals supplied by the said accelerometers (51, 52) to produce respectively a signal indicative of the centrifugal acceleration γ_c of the missile and a signal indicative of the lateral acceleration of the missile γ_{ext} due to outside forces.

6. Missile homing system according to any one of claims 1 to 5, characterized in that the means (120) to determine the serviceable values related to the vector $\vec{V}$ comprise square root extracting means (124) to determine the rolling speed ω of the missile from the centrifugal acceleration γ_c supplied by the discriminator means (6), circuit (123) for detecting extrema of the lateral acceleration γ_{ext} supplied by the discriminator means (6), means (125) for integrating the rolling speed ω controlled by the extrema

detection circuits (123) to supply a signal indicative of the rolling angle j between the projection of the vector $\vec{V}$ on a plane perpendicular to the axis of the missile and a reference axis of the said plane related to the missile, means (122) for supplying an approximation signal of the lift force $F\beta$ of the actuators (140, 3) from the steering angle β of elevators (3) given by a steering indicator, means (126) to determine the component $F\beta \cos j$ of the approximate lift force $F\beta$ in the plane of incidence, from signals supplied by the approximation means (123) of the lift force $F\beta$ of the actuators and the said integration means (125), means (127) for elaborating the total force F related to the acceleration γ_{ext} , means (128) for subtracting the component $F\beta \cos j$ with respect to the total force F in order to determine the force P due to the lift of the missile and means (129) for restoring the value i of the angular position of the vector $\vec{V}$ from the force P .

7. Missile homing system according to any one of claims 1 to 6, characterized in that the target detection means (4) comprise an optical system (45) associated with at least one bar (41) comprising a plurality of infrared detectors (40), aligned and forming a predetermined angle θ , with the axis of the missile and in that the means (110) to determine the orientations of the vector $\vec{u}_c$ indicative of the direction missile-target comprise at least a circuit (113) to determine the angle δ between the said vector $\vec{u}_c$ and the axis of the missile from the identification of the excited detectors, and means (115) for integrating the rolling speed ω given by the square root extracting means (124), from the centrifugal acceleration γ_c to give a signal indicative of a rolling angle φ , between a detection plane defined by the vector $\vec{u}_c$ and the axis of the missile and an axial reference plane related to the missile.

8. Missile homing system according to claim 7, characterized in that the target detection means (4) comprise at least one radial bar (41) of infrared detectors (40) forming a predetermined angle with the axis of the missile, which angle can vary between about 60° and 90° .

9. Missile homing system according to any one of claims 1 to 8, characterized in that said system is applied to the guidance of a shell or rocket type missile equipped with an assembly of non-guided subcharges dropped at a small distance from the detected target.

Patentansprüche

1. Selbststeuerungssystem für Flugkörper der Bauart Granate oder Rakete mit nicht aktiv gesteuerter Rollbewegung, mit am Aufbau des Flugkörpers unmittelbar montierten Mitteln (4) zum Erfassen des Ziels (10), mit Mitteln (120) zum Bestimmen der Richtung des Vektors $\vec{u}_c$, der die Richtung des Ziels gegenüber der Achse des Flugkörpers darstellt, ausgehend von den Zielerfassungsmitteln (4), mit Mitteln zum Bestimmen der Rollgeschwindigkeit w , mit Mitteln zum Bestimmen der Richtung des Vektors $\vec{V}$, der die Relativgeschwindigkeit des Flugkörpers gegenüber der Luft in einem mit dem Flugkörper verbundenen Bezugspunkt darstellt, und mit Mitteln (130) zum Gewinnen einer Lageregelungskraft $\vec{F}_p$ aus den Größen, die von den Richtungen der Vektoren $\vec{V}$ und $\vec{u}_c$ abhängig sind, dadurch gekennzeichnet, daß es enthält: passive Mittel (2), die die Rollbewegung des Flugkörpers aufrechterhalten, eine Beschleunigungsmeßvorrichtung (5), die am Aufbau des Flugkörpers unmittelbar montiert ist und wenigstens einen Beschleunigungsmesser (51) aufweist, dessen Achse gegenüber dem Flugkörper (1) im wesentlichen radial ist, um die seitliche Beschleunigung des Flugkörpers zu messen, und mit der Meßvorrichtung (5) verbundene Mittel (6) zum Unterscheiden der durch die äußeren Kräfte bedingten seitlichen Beschleunigung γ_{ext} des Flugkörpers und der durch die Rollbewegung bedingten Zentrifugalbeschleunigung γ_c , die der Doppelamplitude und dem Mittelwert der seitlichen Beschleunigung des Flugkörpers proportional sind, und daß die von der Beschleunigungsmeßvorrichtung (5) und von den zugehörigen Unterscheidungsmitteln (6) erhaltenen Informationen zu Mitteln (120) zum Bestimmen der Richtung des Vektors $\vec{V}$ geliefert werden, der die Relativgeschwindigkeit des Flugkörpers gegenüber der Luft darstellt.

2. Selbststeuerungssystem nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die mit der Beschleunigungsmeßvorrichtung verbundene Unterscheidungseinrichtung enthält: eine Schaltung (61) zum Bestimmen des Mittelwerts des vom Beschleunigungsmesser (51) gelieferten Signals und eine Schaltung (62) zum Messen der Doppelamplitude des von diesem Beschleunigungsmesser gelieferten Signals zum Liefern eines Signals, das die Zentrifugalbeschleunigung γ_c des Flugkörpers darstellt, bzw. eines Signals, das die durch die seitlichen Kräfte bedingte seitliche Beschleunigung γ_{ext} des Flugkörpers darstellt.

3. Selbststeuerungssystem nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Beschleunigungsmeßvorrichtung (5) wenigstens zwei Beschleunigungsmesser (51, 52) mit im wesentlichen radialer Achse aufweist, die in einer zur Achse des Flugkörpers senkrechten Ebene um 180° gegeneinander versetzt angeordnet sind.

4. Selbststeuerungssystem nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Beschleunigungsmeßvorrichtung (5) wenigstens zwei Beschleunigungsmesser (51, 53 oder 52, 53) mit im wesentlichen radialer Achse aufweist, die in einer zur Achse des Flugkörpers senkrechten Ebene um 90° gegeneinander versetzt sind.

5. Selbststeuerungssystem nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, daß die mit der Beschleunigungsmeßvorrichtung verbundenen Unterscheidungsmittel (6) enthalten: eine Summierschaltung (63) für die von den Beschleunigungsmessern (51, 52) gelieferten Signale und eine Subtraktionsschaltung

(64) für die von den Beschleunigungsmessern (51, 52) gelieferten Signale zur Erzeugung eines Signals, das die Zentrifugalbeschleunigung γ_c des Flugkörpers darstellt, bzw. eines Signals, das die durch die äußeren Kräfte bedingte seitliche Beschleunigung γ_{ext} des Flugkörpers darstellt.

6. Selbststeuerungssystem nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß die
 5 Mittel (120) zum Bestimmen der Richtung des Vektors $\vec{V}$ enthalten : Quadratwurzelziehmittel (124) zum Bestimmen der Rollgeschwindigkeit ω des Flugkörpers ausgehend von der von den Unterscheidungsmit-
 tel (6) gelieferten Zentrifugalbeschleunigung γ_c , Schaltungen (123) zum Ermitteln der Maxima der von
 den Unterscheidungsmitteln (6) gelieferten seitlichen Beschleunigung γ_{ext} , durch die Schaltungen zum
 10 Ermitteln der Maxima gesteuerten Mittel (125) zum Integrieren der Rollgeschwindigkeit ω zum Liefern
 eines Signals, das dem Rollwinkel j zwischen der Projektion des Vektors $\vec{V}$ auf eine zur Achse des
 Flugkörpers senkrechte Ebene und einer Bezugsachse dieser mit dem Flugkörper verbundenen Ebene
 darstellt, Mittel (122) zum Liefern eines Näherungssignals für die Auftriebskraft F_β von Betätigungsgerä-
 ten (140, 3) ausgehend von dem durch einen Ausschlagzeiger gelieferten Ausschlagwinkel β von
 Steuerflächen (3), Mittel (126) zum Bestimmen der Komponente $F_\beta \cos j$ der angenäherten Auftriebskraft
 15 F_β in der Einfallsebene aus den Signalen, die durch die Näherungsmittel (123) der Auftriebskraft F_β der
 Betätigungsgeräte und die Integriermittel (125) geliefert werden, Mittel (127) zum Gewinnen der mit der
 Beschleunigung γ_{ext} verbundenen Gesamtkraft F , Mittel (128) zum Subtrahieren der Komponente F_β
 $\cos j$ bezüglich der Gesamtkraft F zum Bestimmen der durch den Auftrieb des Flugkörpers bedingten
 Kraft P und Mittel (129) zum Rekonstruieren des Werts i der Winkellage des Vektors $\vec{V}$ aus der Kraft P .

7. Selbststeuerungssystem nach einem der Ansprüche 1 bis 6, dadurch gekennzeichnet, daß die
 20 Zielerfassungsmittel (4) ein optisches System (45) aufweisen, das mit wenigstens einer Schiene (41) mit
 einer Vielzahl von ausgefluchteten Infrarotdetektoren (40) verbunden ist, die gegenüber der Achse des
 Flugkörpers einen gegebenen Winkel θ einschließen, und daß die Mittel (110) zum Bestimmen der
 Richtung des die Richtung Flugkörper-Ziel darstellenden Vektors $\vec{u}_c$ enthält : wenigstens eine Schaltung
 25 (113) zum Bestimmen des Winkels δ zwischen dem Vektor $\vec{u}_c$ und der Achse des Flugkörpers aus der
 Identifizierung der erregten Detektoren, und Mittel (115) zum Integrieren der Rollgeschwindigkeit ω , die
 durch Quadratwurzelziehmittel (124) aus der Zentrifugalbeschleunigung γ_c geliefert wird zum Liefern
 eines Signals, das einen relativen Rollwinkel φ zwischen einer durch den Vektor $\vec{u}_c$ und die Achse des
 Flugkörpers definierten Ermittlungsebene und einer mit dem Flugkörper verbundenen axialen Bezugse-
 30 bene darstellt.

8. Selbststeuerungssystem nach Anspruch 7, dadurch gekennzeichnet, daß die Zielerfassungsmittel
 (4) wenigstens eine radiale Schiene (41) für Infrarotdetektoren (40) aufweist, die gegenüber der Achse des
 Flugkörpers einen gegebenen Winkel von etwa 60 bis 90° einschließt.

9. Anwendung eines Selbststeuerungssystems nach einem der Ansprüche 1 bis 8 zur Führung eines
 35 Flugkörpers der Bauart Granate oder Rakete, die mit einer Anordnung von nicht geführten Unterlasten
 versehen ist, die in geringem Abstand vom erfaßten Ziel abgeworfen werden.

40

45

50

55

60

65

FIG. 1

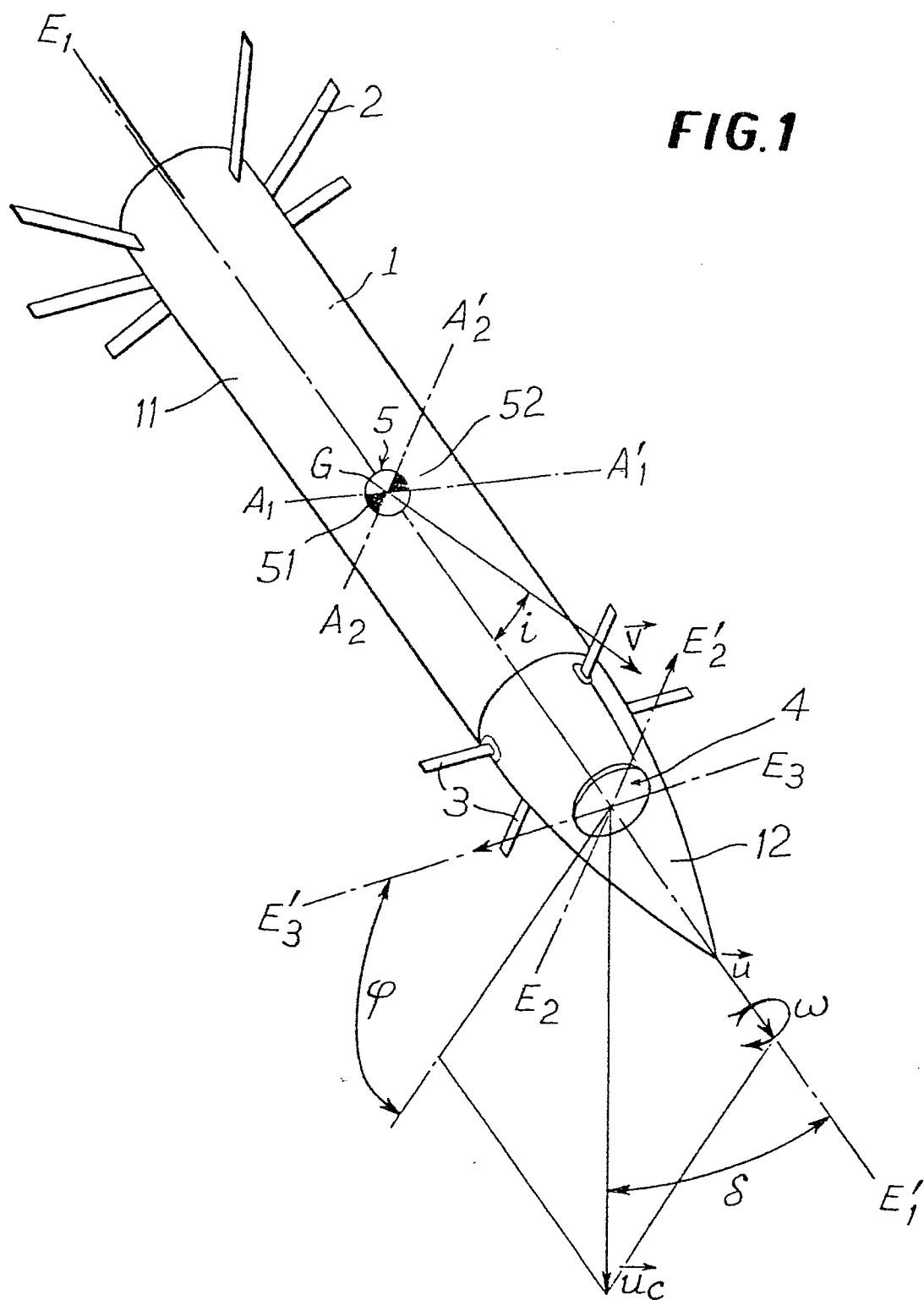


FIG. 2

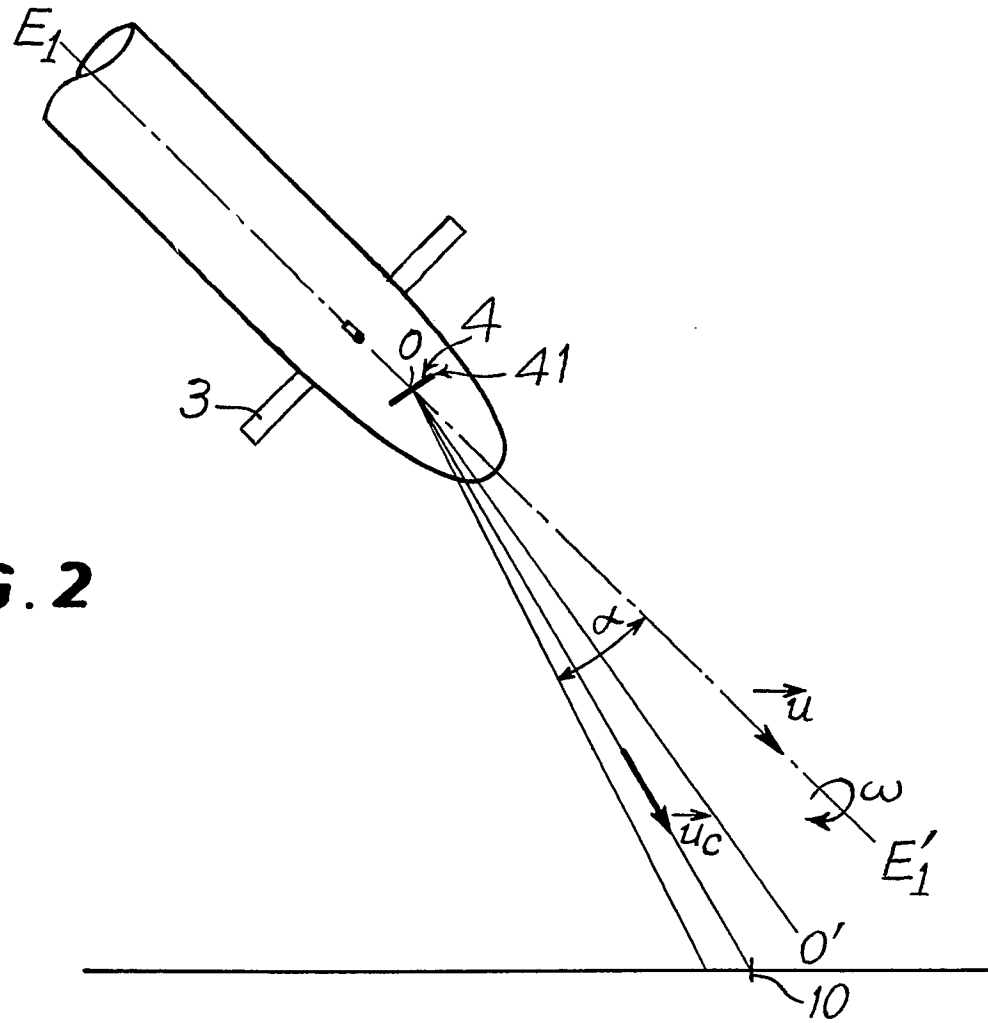


FIG. 3

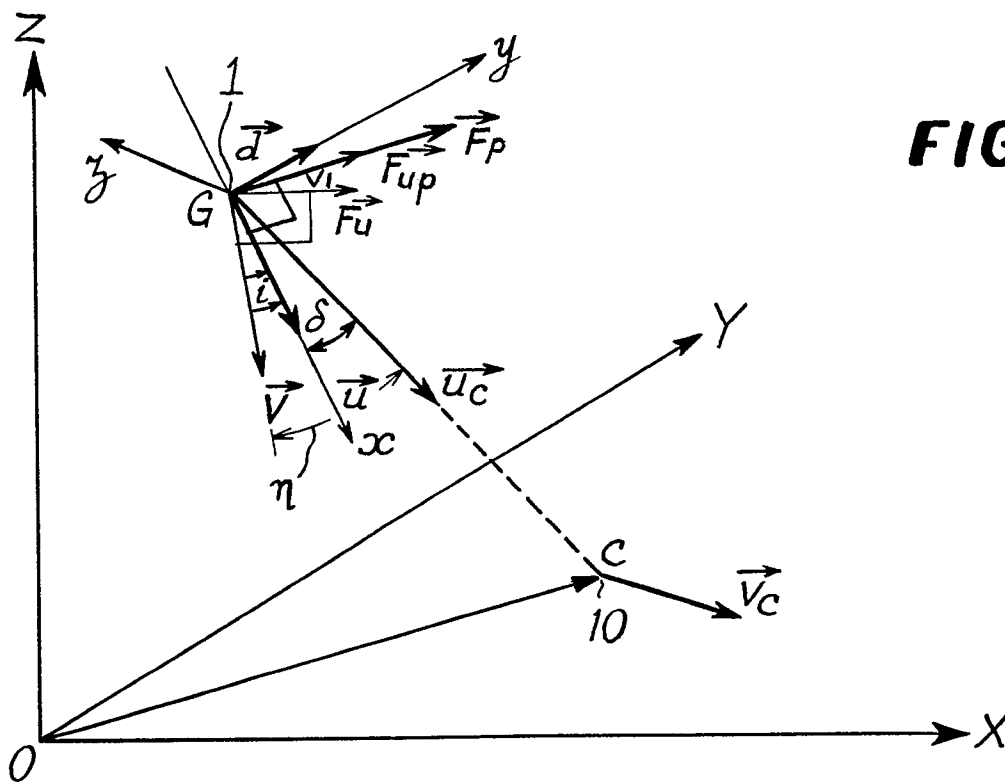


FIG. 4

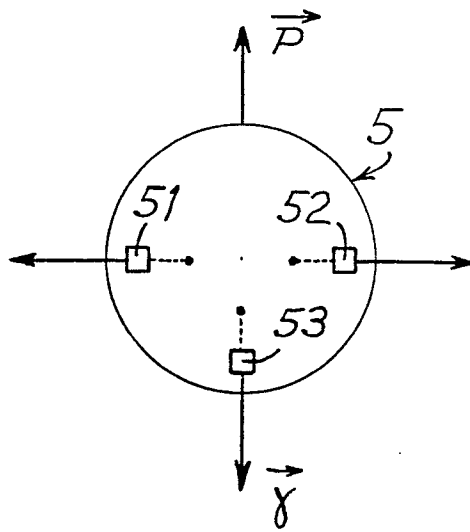
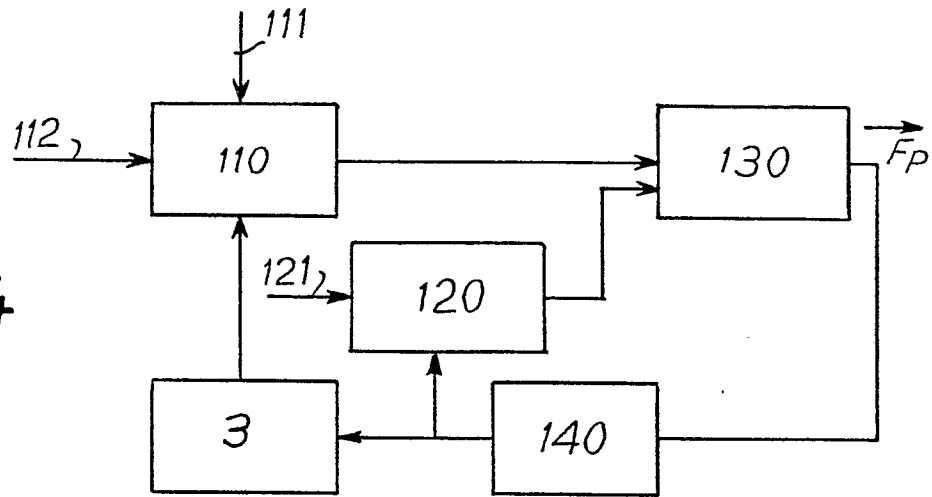


FIG. 5

FIG. 6

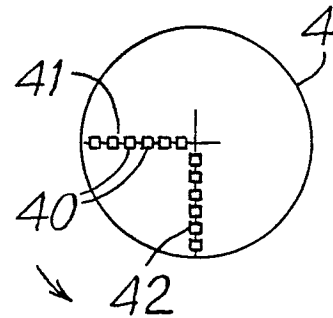
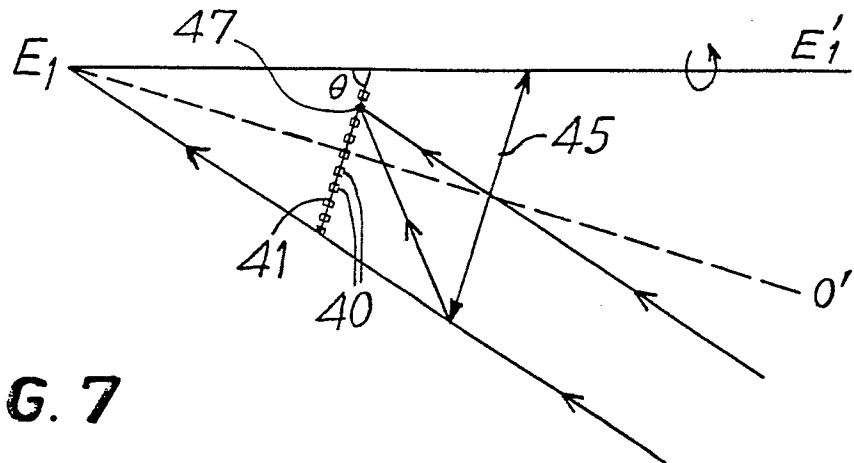


FIG. 7



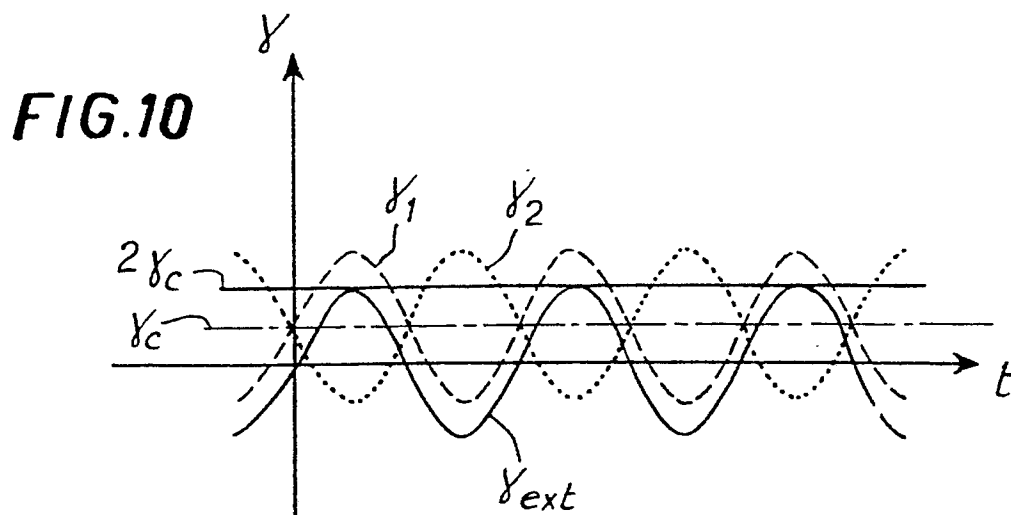
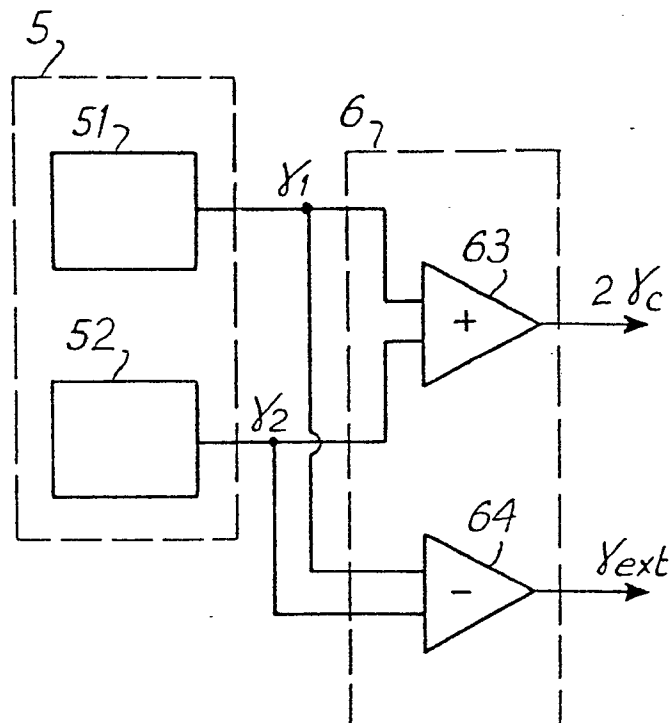
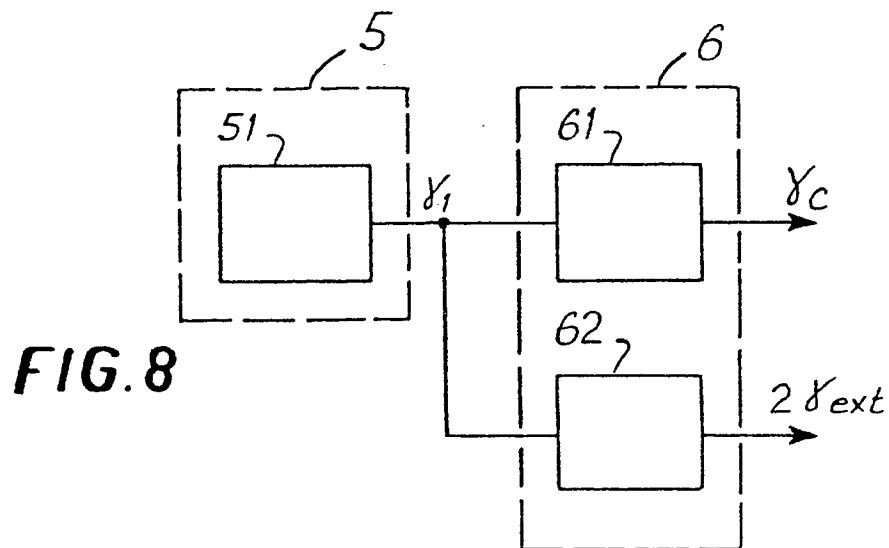


FIG. 11

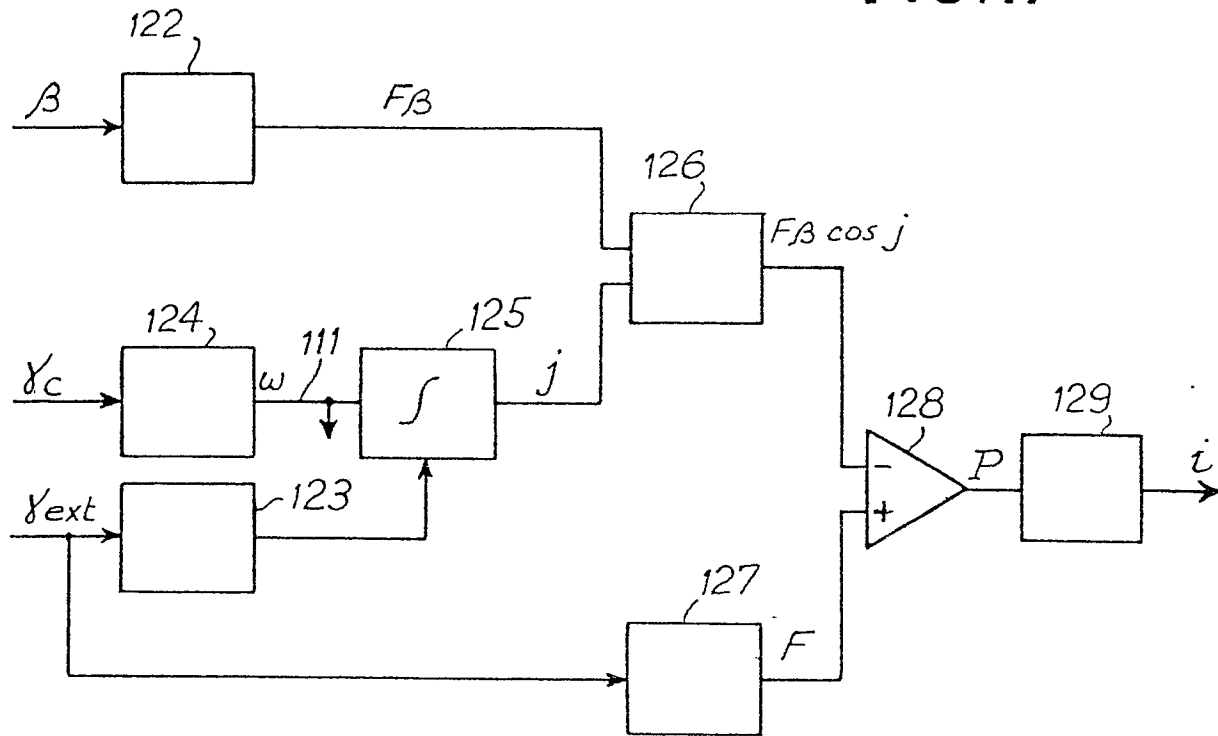


FIG. 12

