

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 794 404 A1

(12)

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:

10.09.1997 Bulletin 1997/37(51) Int Cl.⁶: **F41G 7/20, F41G 7/22**(21) Numéro de dépôt: **97400357.6**(22) Date de dépôt: **18.02.1997**

(84) Etats contractants désignés:

BE CH DE ES GB IT LI NL SE(30) Priorité: **07.03.1996 FR 9602884**(71) Demandeur: **AEROSPATIALE SOCIETE
NATIONALE INDUSTRIELLE
75016 Paris (FR)**(72) Inventeur: **Naccache, Frédéric
91600 Savigny-Sur-Orge (FR)**(74) Mandataire: **Bonnetat, Christian
CABINET BONNETAT
29, rue de St. Pétersbourg
75008 Paris (FR)**(54) **Procédé et dispositif de guidage d'un corps volant vers une cible**

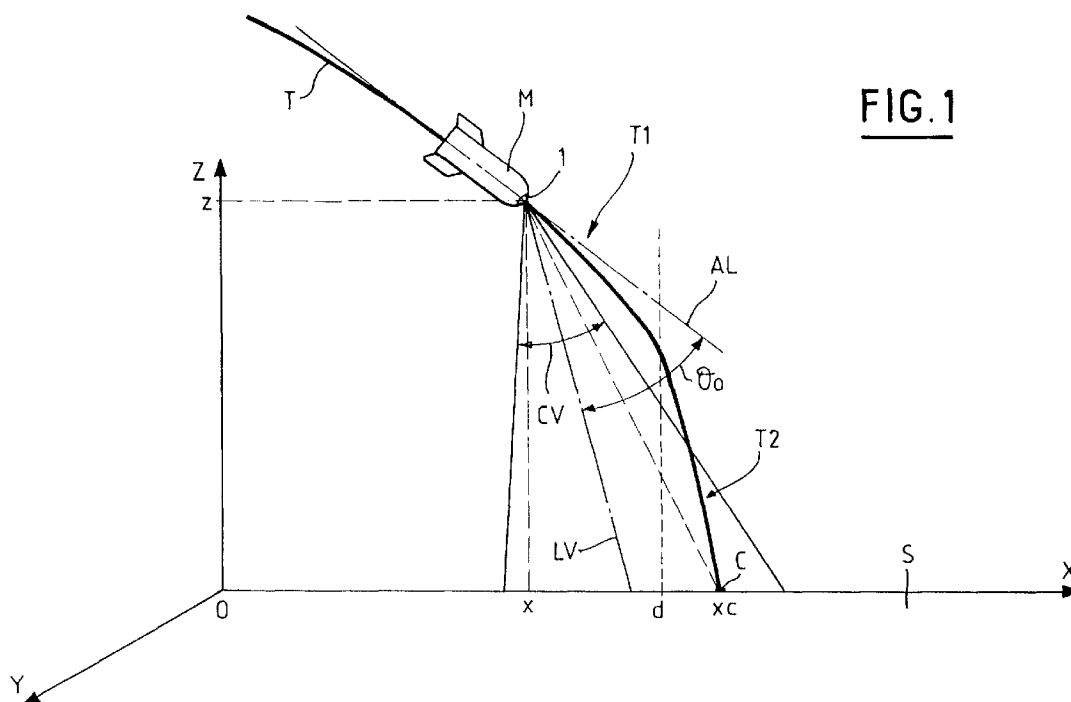
(57) La présente invention concerne un procédé et un dispositif de guidage d'un corps volant (M), notamment un missile, vers une cible (C), ledit corps volant (M) comportant un capteur d'images.

Selon l'invention, lors de l'approche de la cible (C) :

- dans une première phase, lorsque l'on détecte la cible (C) dans une image du capteur d'images :

- on maintient constant l'angle (Θ_0) entre la ligne de visée (LV) du capteur d'images et l'axe longitudinal (AL) du corps volant (M) ; et
- on impose au corps volant (M) une trajectoire (T1) telle que la cible (C) est maintenue fixe dans l'image ; puis

- dans une seconde phase, on guide le corps volant (M) directement (T2) vers la cible (C).

**FIG. 1****EP 0 794 404 A1**

Description

La présente invention concerne un procédé de guidage d'un corps volant vers une cible, située sur le territoire survolé par ledit corps volant, ainsi qu'un dispositif pour la mise en oeuvre de ce procédé.

Bien que non exclusivement, la présente invention s'applique plus particulièrement à un missile, par exemple un missile antichar, comportant un capteur d'images qui observe, vers le bas et vers l'avant du missile, suivant une ligne de visée, ledit territoire survolé. Dans le cadre de la présente invention, le capteur d'images concerne un capteur qui restitue, sous forme d'image, une vision du réel.

Généralement, la ligne de visée dudit capteur d'images est maintenue fixe, en position à piquer, par rapport au missile, lors de la phase de recherche de la cible, et au moins jusqu'à la détection de cette dernière. De façon connue, un tel mode de recherche de cible est mis en oeuvre, notamment sur des missiles équipés de capteurs d'images à rayonnement infrarouge ou visible.

Après la détection de la cible, le missile est généralement aligné sur ladite cible, puis il est guidé directement sur cette dernière, souvent par autoguidage. Un tel alignement du missile sur la cible entraîne la sortie de la cible du champ de vision du capteur d'images, si la ligne de visée de ce dernier est maintenue dans sa position initiale, à piquer, par rapport à l'axe longitudinal du missile de sorte que, dans ce cas, le missile ne peut plus recevoir d'informations dudit capteur d'images concernant la cible, ce qui rend impossible un guidage précis dudit missile, notamment par autoguidage.

Deux solutions connues peuvent être envisagées pour obtenir alors, malgré tout, des informations concernant la cible :

- premièrement, utiliser un capteur d'images mobile, monté sur une plate-forme stabilisée. Cette solution mise en oeuvre sur de nombreux missiles s'avère techniquement satisfaisante, mais elle est coûteuse et complexe. La présence d'une plate-forme double, en effet, pratiquement le coût de la partie avant du missile, notamment en raison de sa complexité mécanique et électrique, des asservissements et des motorisations supplémentaires, et de la difficulté des montages et des intégrations ; et
- deuxièmement, utiliser un capteur d'images présentant un champ de vision très large de manière à englober l'axe du missile. Cette solution entraîne toutefois une dégradation de la résolution angulaire du capteur d'images, ce qui diminue les distances de détection et de reconnaissance de la cible. De plus, toute la partie supérieure de l'image formée alors est inutile, puisqu'elle visualise le ciel.

Par conséquent, aucune de ces deux solutions connues ne présente à la fois une efficacité élevée et un coût réduit, et ne peut être considérée comme satisfaisante, notamment pour des missiles à coût réduit.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé pour guider, de façon précise et peu coûteuse, un corps volant, notamment un missile, vers une cible située sur le territoire survolé par le corps volant, ledit corps volant comportant un capteur d'images qui observe, vers le bas et vers l'avant du corps volant, suivant une ligne de visée, ledit territoire survolé.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que, lors de l'approche de la cible :

- dans une première phase, qui débute lorsque l'on détecte la cible dans une image engendrée par le capteur d'images :
 - . on maintient constant l'angle entre ladite ligne de visée du capteur d'images et l'axe longitudinal dudit corps volant ; et
 - . on impose audit corps volant une trajectoire telle que la cible est maintenue fixe dans l'image ; puis
- dans une seconde phase, qui débute lorsque le facteur de charge maximal susceptible d'être appliqué audit corps volant correspond au facteur de charge qui doit être appliqué audit corps volant pour incurver ladite trajectoire afin de rejoindre ladite cible, on guide ledit corps volant directement vers ladite cible, en appliquant ledit facteur de charge maximal.

Ainsi, grâce à l'invention, comme durant ladite première phase :

- l'angle entre la ligne de visée et l'axe longitudinal du corps volant est maintenu constant, on peut utiliser un capteur d'images à ligne de visée fixe par rapport au corps volant, c'est-à-dire un capteur d'images à coût réduit, ne nécessitant pas de plate-forme stabilisée pour sa mise en oeuvre ; et comme
- la cible est maintenue dans l'image, on reçoit pendant toute ladite première phase des informations concernant ladite cible, et notamment la position de celle-ci, ce qui permet de réaliser un guidage extrêmement précis du

corps volant, en particulier sous forme d'autoguidage.

La présente invention satisfait donc aux deux conditions précitées d'efficacité et de coût réduit. Elle présente de plus d'autres avantages lors de sa mise en oeuvre, notamment :

- un montage et une maintenance simplifiés ;
- une économie en composants, surtout en composants électroniques ; et
- dans le cas d'un missile, une simplification importante des tests automatiques devant être réalisés avant le tir.

De façon avantageuse, dans ladite première phase, pour guider ledit corps volant le long de ladite trajectoire imposée :

- on calcule :
 - . un premier ordre de commande, pour guider ledit corps volant dans un plan vertical de référence passant par ledit corps volant et ladite cible ; et
 - . un second ordre de commande, pour guider ledit corps volant dans le plan horizontal ; et
- on applique audit corps volant lesdits premier et second ordres de commande ainsi calculés.

Le procédé conforme à l'invention peut être mis en oeuvre selon deux modes de mise en oeuvre différents précisés ci-dessous.

Dans un premier mode de mise en oeuvre, ledit premier ordre de commande est un ordre de commande du facteur de charge du corps volant, appliquant un facteur de charge de commande.

Dans ce cas, de façon avantageuse, on calcule le facteur de charge de commande Γ_{co} à partir des expressions suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Gamma_{co} = (V^2 \cdot (d^2 z / dx^2)) / (1 + (dz/dx)^2)^{3/2} \\ dz/dx = \frac{- (z - K \cdot (x_c - x))}{(K \cdot z) + (x_c - x)} \\ d^2 z / dx^2 = \frac{- (dz/dx) \cdot (x_c - x + K^2 \cdot (x_c - x)) - z \cdot (K^2 + 1)}{(K \cdot z + (x_c - x))^2} \end{array} \right.$$

dans lesquelles :

- K est une valeur de gain ;
- x est la distance entre le corps volant et un point de référence, selon une direction horizontale dudit plan vertical de référence ;
- z est la distance entre le corps volant et ledit point de référence, selon une direction verticale dudit plan vertical de référence ;
- x_c est la distance entre la cible et ledit point de référence, selon ladite direction horizontale, de valeur constante ; et
- V est la valeur de la projection du vecteur vitesse du corps volant sur ledit plan vertical de référence.

Le calcul dudit facteur de charge de commande peut être réalisé selon différents modes de réalisation.

Dans un premier mode de réalisation, pour calculer ledit facteur de charge de commande Γ_{co} , on utilise :

- pour le gain K, une valeur constante prédéfinie ; et
- pour les distances x et z du corps volant, des valeurs déterminées à partir de mesures accélérométriques réalisées sur ledit corps volant.

En outre, dans un second mode de réalisation, pour calculer ledit facteur de charge de commande Γ_{co} :

EP 0 794 404 A1

- on calcule le gain K à partir de l'équation $K = \tan(\alpha - \Theta_{ex})$, dans laquelle :

- . α représente la position angulaire de la cible dans l'image prise par le capteur d'images ; et
- . Θ_{ex} est la valeur de l'assiette longitudinale exécutée par le corps volant ; et

- on détermine les distances x et z du corps volant à partir de mesures accélérométriques réalisées sur ledit corps volant.

Dans ce cas, de préférence, l'angle α est déterminé à partir de mesures réalisées par un suiveur d'images, sur une image prise par ledit capteur d'images.

Afin de remédier aux imperfections d'exécution du facteur de charge de commande précisé précédemment, dues notamment à l'existence de retards, de temps de réponse, de biais et/ou de bruits dans l'exécution et susceptibles d'entraîner un déplacement de la cible dans l'image, on ajoute un terme additionnel correctif audit facteur de charge de commande.

A cet effet, selon l'invention :

- on calcule une accélération corrective susceptible d'engendrer une action s'opposant au déplacement de la cible dans l'image ; et
- on ajoute l'accélération corrective ainsi calculée au facteur de charge de commande à appliquer au corps volant.

De préférence, ladite accélération corrective Γ_1 est calculée à partir de l'expression :

$$\Gamma_1 = a \cdot \dot{\alpha} \cdot V_r$$

dans laquelle :

- a est une constante, de préférence égale à 3 ;
- $\dot{\alpha}$ est la vitesse de déplacement angulaire de la cible dans l'image ; et
- V_r est la vitesse de rapprochement du corps volant de la cible (qui est proche de la vitesse dudit corps volant lorsque la cible est faiblement mobile).

Par ailleurs, dans le second mode de mise en oeuvre de l'invention, ledit premier ordre de commande est un ordre de commande de l'assiette longitudinale du corps volant, appliquant une assiette longitudinale de commande.

Dans ce cas, notamment pour remédier aux imperfections d'exécution de ladite assiette longitudinale de commande, on calcule et on applique audit corps volant, en plus de ladite assiette longitudinale de commande, une accélération corrective qui engendre une action s'opposant à un éventuel déplacement de la cible dans l'image.

De plus, lorsque ledit corps volant est guidé à l'aide de gouvernes, et ladite assiette longitudinale de commande et ladite accélération corrective sont calculées et appliquées chacune au moyen d'une boucle de commande spécifique, de façon avantageuse, on fait fonctionner en parallèle lesdites boucles de commande de manière à obtenir deux ordres séparés de braquage des gouvernes du corps volant que l'on applique simultanément aux gouvernes dudit corps volant.

Avantageusement, pour calculer l'accélération corrective, on tient compte de la vitesse angulaire et de l'accélération du corps volant susceptibles d'être engendrées par l'application de l'assiette longitudinale de commande, devant être appliquée simultanément à ladite accélération corrective.

De préférence, ladite vitesse angulaire $\dot{\Theta}_{aux}$ et ladite accélération Γ_{aux} sont calculées à partir des expressions suivantes :

$$\begin{cases} \dot{\Theta}_{aux} = \dot{\Theta}_{co} \\ \Gamma_{aux} = V \cdot \dot{\Theta}_{co} \end{cases}$$

dans lesquelles :

- $\dot{\Theta}_{co}$ est la vitesse angulaire obtenue à partir de l'assiette longitudinale de commande ; et
- V est la valeur de la projection du vecteur vitesse du corps volant sur ledit plan vertical de référence.

Par ailleurs, avantageusement :

- dans un premier mode de réalisation, on fait débiter ladite seconde phase lorsque la dérivée $\dot{\epsilon}$ par rapport au temps de la valeur écartométrique réelle (rotation de la droite engin-cible dans le repère sol) devient égale à une valeur maximale $\dot{\epsilon}_{\max}$ qui vérifie l'équation :

5

$$\dot{\epsilon}_{\max} = (\Gamma_{\max} - A) / (B \cdot V)$$

dans laquelle :

10

- . A et B sont deux constantes prédéfinies ;
- . $\Gamma_{\max}$ est ledit facteur de charge maximal ; et
- . V est la valeur de la projection du vecteur vitesse du corps volant sur ledit plan vertical de référence ; tandis que

15

- dans un second mode de réalisation, on fait débiter ladite seconde phase lorsque l'assiette longitudinale de commande devient égale à une valeur limite d'assiette longitudinale, obtenue par l'application audit corps volant dudit facteur de charge maximal, en prenant en compte la constante de temps de mise en virage du corps volant.

La présente invention concerne également un dispositif pour la mise en oeuvre du procédé précité, ledit dispositif étant monté à bord d'un corps volant et comportant :

20

- un capteur d'images pour prendre suivant une ligne de visée des images du territoire survolé ;
- un système de calcul pour déterminer des ordres de commande dudit corps volant, à partir d'images prises par ledit capteur d'images ; et
- des moyens de commande pour appliquer audit corps volant les ordres de commande déterminés par ledit système de calcul.

25

A cet effet, selon l'invention, ledit dispositif est remarquable en ce que :

30

- la ligne de visée du capteur d'images est fixe par rapport à l'axe longitudinal du corps volant ; et
- ledit système de calcul détermine des ordres de commande permettant :
 - . dans ladite première phase, d'imposer audit corps volant une trajectoire telle que la cible soit maintenue fixe dans l'image ; et
 - . dans ladite seconde phase, de guider ledit corps volant directement vers ladite cible.

35

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 illustre schématiquement le guidage conforme à l'invention d'un corps volant vers une cible.

La figure 2 montre la projection sur un plan vertical de la représentation de la figure 1.

40

La figure 3 est le schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention.

La figure 4 illustre schématiquement un premier mode de réalisation de moyens de calcul, pour la mise en oeuvre de l'invention selon un premier mode de mise en oeuvre.

La figure 5 illustre schématiquement un deuxième mode de réalisation de moyens de calcul, pour la mise en oeuvre de l'invention selon ledit premier mode de mise en oeuvre.

45

La figure 6 illustre schématiquement un troisième mode de réalisation de moyens de calcul, pour la mise en oeuvre de l'invention selon ledit premier mode de mise en oeuvre.

La figure 7 illustre schématiquement des moyens de calcul, pour la mise en oeuvre de l'invention selon un second mode de mise en oeuvre.

50

Le dispositif 1 conforme à l'invention est monté sur un corps volant M, par exemple un missile, pour guider ledit corps volant M vers une cible C, par exemple un char à détruire, illustrée par un point sur les figures 1 et 2.

Ledit dispositif 1 représenté schématiquement sur la figure 3 est du type comportant :

55

- un capteur d'images 2, par exemple à rayonnement infrarouge ou visible, pour prendre selon un champ de vision CV formée autour d'une ligne de visée LV représentée sur la figure 1 des images (non représentées) du territoire S survolé par ledit corps volant M, sur lequel territoire S est située ladite cible C ;
- un système de calcul 3 pour déterminer des ordres de commande dudit corps volant M, à partir d'images prises par ledit capteur d'images 2 ; et
- des moyens de commande 4, du type connu, pour appliquer audit corps volant M les ordres de commande déter-

minés par ledit système de calcul 3, de manière à guider le corps volant M, comme illustré par une ligne mixte G.

Selon l'invention, le guidage du corps volant M au moyen dudit dispositif 1 présente, lors de l'approche de la cible, les caractéristiques suivantes :

- 5 - dans une première phase, qui débute lorsque l'on détecte la cible C dans une image engendrée par le capteur d'images 2 :
 - 10 . on maintient constant l'angle Θ_0 entre ladite ligne de visée LV du capteur d'images 2 et l'axe longitudinal AL dudit corps volant M ; et
 - . on impose audit corps volant M une trajectoire T telle que la cible C est maintenue fixe dans l'image ; puis
- dans une seconde phase, qui débute lorsque le facteur de charge maximal susceptible d'être appliqué audit corps volant M correspond au facteur de charge qui doit être appliqué audit corps volant M pour incurver ladite trajectoire T afin de rejoindre ladite cible C, on guide ledit corps volant M directement vers ladite cible C, en appliquant ledit facteur de charge maximal.

Pour ce faire, le dispositif 1 est tel que :

- 20 - la ligne de visée LV du capteur d'images 2 est maintenue fixe par rapport à l'axe longitudinal AL du corps volant M ; et
- ledit système de calcul 3 détermine des ordres de commande permettant :
 - 25 . dans ladite première phase, d'imposer audit corps volant M une partie T1 de la trajectoire T telle que la cible soit maintenue fixe dans l'image ; et
 - . dans ladite seconde phase, de guider ledit corps volant M directement vers la cible C, comme illustré par la partie T2 de la trajectoire T de la figure 1.

Ainsi, grâce à l'invention :

- 30 - comme la ligne de visée LV est maintenue fixe par rapport à l'axe longitudinal AL du corps volant M, on peut utiliser un capteur d'images 2 à coût réduit directement monté, à poste fixe, sur le corps volant M et ne nécessitant aucune plate-forme stabilisée pour son fonctionnement, ce qui permet de réduire le coût du dispositif 1 ; et
- la cible C étant maintenue dans l'image, durant toute ladite première phase, on reçoit pendant toute cette phase des informations concernant ladite cible C, ce qui permet de réaliser un guidage extrêmement précis.

En outre, ledit dispositif 1 présente, en plus d'un coût réduit et d'une mise en oeuvre précise indiqués précédemment, d'autres avantages importants, notamment :

- 40 - un montage et une maintenance simplifiés ;
- une économie en composants, notamment en composants électroniques ; et
- dans le cas d'un missile, une simplification importante des tests automatiques réalisés avant le tir.

Plus précisément, afin de pouvoir guider, dans ladite première phase, ledit corps volant M le long de ladite trajectoire T1 imposée, ledit système de calcul 3 :

- calcule à la fois :
 - 50 . un premier ordre de commande précisé ci-dessous, pour guider ledit corps volant M dans un plan vertical de référence OXZ passant par ledit corps volant M et ladite cible C ; et
 - . un second ordre de commande, pour guider ledit corps volant M dans un plan horizontal OXY, lesdits plans OXZ et OXY formant un repère de référence OXYZ défini pour expliciter la mise en oeuvre de la présente invention. Selon l'invention, dans ledit plan horizontal OXY, le corps volant M est guidé selon une méthode usuelle non précisée davantage, de préférence une méthode de type "navigation proportionnelle" ; et
- 55 - transmet lesdits premier et second ordres de commande auxdits moyens de commande 4, par une liaison 5.

A cet effet, selon l'invention :

- dans un premier mode de mise en oeuvre de l'invention, ledit premier ordre de commande est un ordre de commande du facteur de charge du corps volant M, appliquant un facteur de charge de commande Γ_{co} . Ledit système de calcul 3 comporte à cet effet des moyens de calcul 6, 7 ou 8 représentés selon trois modes de réalisation différents respectivement sur les figures 4 à 6, pour calculer ledit facteur de charge de commande Γ_{co} ; tandis que
- dans un second mode de mise en oeuvre de l'invention, ledit premier ordre de commande est un ordre de commande de l'assiette longitudinale du corps volant, appliquant une assiette longitudinale de commande Θ_{co} , calculée par des moyens de calcul 9, intégrés dans ledit système de calcul 3 et représentés schématiquement sur la figure 7.

Selon l'invention, dans ledit premier mode de mise en oeuvre de l'invention, le facteur de charge de commande Γ_{co} calculé par l'un desdits moyens de calcul 6, 7 ou 8, est obtenu notamment à partir des expressions suivantes, explicitées ci-après :

$$\Gamma_{co} = (V^2 \cdot (d^2z/dx^2)) / (1 + (dz/dx)^2)^{3/2} \quad (1)$$

$$\text{avec} \begin{cases} dz/dx = \frac{-(z - K \cdot (xc - x))}{(K \cdot z) + (xc - x)} \\ d^2z/dx^2 = \frac{-(dz/dx) \cdot (xc - x + K^2 \cdot (xc - x)) - z \cdot (K^2 + 1)}{(K \cdot z + (xc - x))^2} \end{cases} \quad \begin{matrix} (2) \\ (3) \end{matrix}$$

dans lesquelles :

- K est une valeur de gain précisée ci-dessous ;
- x est la distance entre le corps volant M et un point de référence, en l'occurrence le point O du repère de référence OXYZ précité, selon la direction horizontale OX, tel que représenté sur les figures 1 et 2 ;
- z est la distance entre le corps volant M et ledit point de référence O, selon la direction verticale OZ dudit plan vertical de référence OXZ ;
- xc est la distance entre la cible C et ledit point de référence O, selon ladite direction horizontale OX, de valeur supposée constante ; et
- V est la valeur de la projection du vecteur vitesse du corps volant M sur ledit plan vertical de référence OXZ.

On notera :

- que dz/dx et d^2z/dx^2 correspondent aux dérivées première et seconde d'une fonction $z=f(x)$ qui représente la projection sur le plan OXZ de la partie T1 de la trajectoire T du corps volant M dans ladite première phase, ladite partie de trajectoire T1 étant imposée pour maintenir la cible C fixe dans l'image avec un angle Θ_0 constant entre la ligne de visée LV et l'axe longitudinal AL du corps volant M. Comme on peut le voir sur la figure 1, selon l'invention, la ligne de visée LV n'est pas obligatoirement alignée sur la cible C, c'est-à-dire que la cible C ne se trouve pas forcément au centre de l'image. Il suffit en effet, pour la mise en oeuvre de l'invention, que la cible C soit située dans ledit champ de vision CV. Généralement, on maintient la cible C dans l'image, tout au long de la partie de trajectoire T1, à la position qu'elle occupe au début de ladite première phase. Toutefois, une autre position peut également être envisagée. Pour des raisons de simplification de la présentation de l'invention, on a aligné, sur la figure 2, la ligne de visée LV sur la cible C ; et
- que le facteur de charge de commande Γ_{co} vérifie l'équation $\Gamma_{co}=V^2/R$, avec R le rayon de courbure de la courbe $z=f(x)$, c'est-à-dire $R = (1 + (dz/dx)^2)^{3/2} / (d^2z/dx^2)$.

On explicite à présent succinctement, en référence à la figure 2, le calcul de l'expression (2) précitée relative à la partie de trajectoire T1 imposée dans le plan vertical de référence OXZ.

On considère à cet effet une fonction $z_1=f(x_1)$ correspondant à la fonction de la partie de trajectoire T1 recherchée dans ledit plan OXZ pour maintenir un angle Θ_0 constant.

On suppose, tout d'abord, que le vecteur vitesse $\vec{V}$ du corps volant M est situé sur l'axe longitudinal AL du missile,

EP 0 794 404 A1

c'est-à-dire que l'angle β entre ledit vecteur $\vec{V}$ et ledit axe longitudinal AL est nul (ceci permet de simplifier les calculs, mais le cas $\beta \neq 0$ ne remet pas en cause la validité du procédé utilisé).

Par définition, l'angle Θ_0 vérifie l'expression suivante :

- 5
- $$\Theta_0 = \Theta_{\text{cible}} - \Theta_{\text{mis}},$$
- Θ_{mis} étant l'assiette longitudinale du corps volant M définie à partir de l'horizontale H passant par le corps volant M ; et
 - 10 - Θ_{cible} étant l'assiette longitudinale que doit avoir le corps volant M pour pointer directement sur la cible C.

En posant $K = \tan \Theta_0$, $\tan \Theta_0$ représentant la tangente de l'angle Θ_0 , on obtient de plus

15

$$K = \frac{\tan \Theta_{\text{cible}} - \tan \Theta_{\text{mis}}}{1 + (\tan \Theta_{\text{cible}} \cdot \tan \Theta_{\text{mis}})},$$

c'est-à-dire

20

$$\tan \Theta_{\text{mis}} = \frac{\tan \Theta_{\text{cible}} - K}{1 + (K \cdot \tan \Theta_{\text{cible}})}.$$

De plus, d'après la définition de la fonction $z_1 = f(x_1)$ et comme β est supposé nul, les expressions suivantes sont également vérifiées :

25

$$\begin{cases} \tan \Theta_{\text{mis}} &= -dz_1/dx_1 \\ \tan \Theta_{\text{cible}} &= z_1/(x_c - x) = f(x_1)/(x_c - x) \end{cases}$$

30 A l'aide des expressions précédentes, on déduit facilement l'équation différentielle non linéaire :

$$dz_1/dx_1 = \frac{-(f(x_1) - K \cdot (x_c - x))}{(K \cdot f(x_1)) + (x_c - x)} \quad (4)$$

35 A partir des conditions initiales de cette équation (4) et en tenant compte de l'incidence introduite par un angle β non nul, on obtient finalement l'expression (1) précitée.

On décrit à présent l'utilisation de cette expression (1) dans la mise en oeuvre de l'invention.

Comme indiqué précédemment, les moyens de calcul 6, 7 et 8 représentés respectivement sur les figures 4 à 6 calculent, selon trois modes de réalisation différents, le facteur de charge de commande Γ_{co} , en utilisant ladite expression (1).

40 Dans le premier mode de réalisation de la figure 4, les moyens de calcul 6 utilisent, dans le calcul du facteur de charge de commande Γ_{co} :

- pour le gain K, une valeur constante prédéfinie ; et
- 45 - pour les distances x et z du corps volant M, des valeurs déterminées à partir de mesures accélérométriques réalisées sur ledit corps volant M.

Lesdits moyens de calcul 6 comportent à cet effet :

- 50 - un élément d'intégration 11 qui reçoit, par une liaison 12 d'un dispositif approprié 13, par exemple une centrale inertielle, la valeur Γ_{zex} de l'accélération exécutée par le corps volant M selon ladite direction OZ, et qui détermine, à partir d'une double intégration de ladite valeur Γ_{zex} , ladite distance z ;
- un élément d'intégration 14 qui reçoit, par une liaison 15, également dudit dispositif 13 ou d'un autre dispositif approprié non représenté, par exemple un accéléromètre spécifique, la valeur Γ_{xex} de l'accélération exécutée par
- 55 le corps volant M suivant ladite direction OX, et qui détermine, à partir d'une double intégration de ladite valeur Γ_{xex} , ladite distance x ; et
- un élément de calcul 16 comportant en mémoire la valeur constante prédéfinie du gain K, relié par l'intermédiaire de liaisons 17 et 18 respectivement auxdits éléments d'intégration 11 et 14, calculant le facteur de charge de

commande Γ_{co} à partir de l'expression (1) précitée et susceptible de transmettre le résultat obtenu par l'intermédiaire d'une liaison 19, qui peut être reliée à la liaison 5 de la figure 3.

On notera que l'on a représenté sur les figures, à chaque fois que cela s'est avéré nécessaire, entre parenthèses à la suite des références de liaisons, les informations transmises par ces liaisons, comme par exemple le facteur de charge de commande Γ_{co} transmis par la liaison 19 de la figure 4.

Dans le deuxième mode de réalisation représenté sur la figure 5, les moyens de calcul 7 comportent également lesdits éléments 11, 14 et 16, mais ils comportent de plus des éléments 20, 21 et 22 pour déterminer en temps réel le gain K et l'intégrer dans le calcul du facteur de charge de commande Γ_{co} .

A cet effet, ledit élément 20 est un élément d'intégration qui intègre la vitesse $\dot{\alpha}$ de déplacement de la cible C sur une image prise par le capteur d'images 2 de manière à obtenir une valeur α représentative du déplacement de la cible C sur l'image. De façon connue, ladite vitesse $\dot{\alpha}$ est directement extraite de l'image par un suiveur d'images 23 qui est relié au capteur d'images 2 par une liaison 24 et qui transmet ladite valeur $\dot{\alpha}$ à des dispositifs utilisateurs, comme l'élément d'intégration 20, par une liaison 25.

L'élément 21 est également un élément d'intégration destiné à intégrer la vitesse angulaire $\dot{\Theta}_{ex}$ exécutée par le corps volant M, reçue par une liaison 27 d'un moyen de mesure gyrométrique approprié, qui est par exemple intégré dans le dispositif 13, de manière à obtenir la valeur Θ_{ex} de l'assiette longitudinale exécutée par le corps volant M.

Les valeurs α et Θ_{ex} ainsi calculées sont transmises, respectivement par l'intermédiaire de liaisons 28 et 29, à l'élément de calcul 22 qui calcule alors en temps réel le gain K à partir de l'expression $K = \tan(\alpha - \Theta_{ex})$.

Ledit élément de calcul 22 transmet, également en temps réel, la valeur K ainsi déterminée, par une liaison 30, à l'élément de calcul 16 qui calcule alors le facteur de charge de commande Γ_{co} , comme indiqué précédemment, à partir de l'expression (1) précitée.

Dans le troisième mode de réalisation représenté sur la figure 6, on transmet aux moyens de commande 4, comme premier ordre de commande, en plus du facteur de charge de commande Γ_{co} tel que calculé dans le premier mode de réalisation précité, une accélération corrective Γ_1 destinée à engendrer une action s'opposant à un éventuel déplacement de la cible C dans l'image.

Cette accélération corrective Γ_1 n'apporte qu'un ordre additionnel ayant pour seul objectif de compenser les imperfections d'exécution du facteur de charge de commande Γ_{co} , notamment en raison de l'existence de retards, de temps de réponse, de biais et/ou de bruits. En effet, si l'ordre de commande Γ_{co} était parfaitement exécuté, l'ajout de cette accélération corrective Γ_1 serait inutile, puisque la cible C serait alors maintenue fixe dans l'image.

A cet effet, les moyens de calcul 8 comportent un élément de calcul 33 qui calcule l'accélération corrective Γ_1 à partir de l'expression :

$$\Gamma_1 = a \cdot \dot{\alpha} \cdot V_r$$

dans laquelle :

- a est une constante prédéfinie enregistrée, de préférence égale à 3 ;
- $\dot{\alpha}$ est la vitesse de déplacement angulaire de la cible dans l'image, reçue du suiveur d'images 23 ; et
- V_r est la vitesse de rapprochement du corps volant M de la cible C. Ladite vitesse V_r peut être transmise audit élément de calcul 33 par un moyen connu non représenté.

Lesdits moyens de calcul 8 comportent, de plus, un élément de calcul 34 qui fait la somme du facteur de charge de commande Γ_{co} et de l'accélération corrective Γ_1 , reçues respectivement par l'intermédiaire de liaisons 35 et 36, et qui transmet le résultat par une liaison 37 qui est, par exemple, reliée à la liaison 5 de la figure 3.

Comme indiqué précédemment, dans le second mode de mise en oeuvre de l'invention, on applique dans ladite première phase, comme premier ordre de commande pour le guidage dans le plan OXZ, une assiette longitudinale de commande Θ_{co} calculée par les moyens de calcul 9 représentés schématiquement sur la figure 7, et précisés ci-dessous.

Pour des raisons de précision du guidage, il est nécessaire d'engendrer de plus une action destinée à compenser un éventuel déplacement de la cible C dans l'image, dû notamment aux imperfections de l'exécution de l'ordre de commande de l'assiette longitudinale.

A cet effet, on commande de plus, dans ladite première phase, une accélération corrective Γ_2 engendrant une action destinée à s'opposer à un tel déplacement de la cible C dans l'image.

Selon l'invention, ladite assiette longitudinale de commande Θ_{co} et ladite accélération corrective Γ_2 sont calculées à partir de boucles de commande spécifiques, dont on a représenté uniquement respectivement les parties de boucle BC1 et BC2 qui sont intégrées dans lesdits moyens de calcul 9.

Chacune desdites parties de boucle BC1 et BC2 calcule un ordre de braquage des gouvernes non représentées du corps volant M, tel que précisé ci-dessous.

Ces deux ordres sont additionnés par un élément de calcul 40 qui les reçoit par l'intermédiaire respectivement de liaisons 41 et 42 desdites parties de boucle BC1 et BC2, et qui est susceptible de transmettre le résultat obtenu par une liaison 43 reliée par exemple à la liaison 5 de la figure 3 de manière à pouvoir appliquer simultanément ces deux ordres de braquage aux gouvernes du corps volant M.

Selon l'invention, pour le calcul de l'ordre de braquage τ_{co1} relatif à l'assiette longitudinale de commande Θ_{co} , la partie de boucle BC1 comporte :

- un élément de calcul 44 relié audit suiveur d'images 23 et déterminant l'assiette longitudinale de commande Θ_{co} . Ledit élément de calcul 44 utilise à cet effet, d'une part, la valeur du déplacement α de la cible dans l'image, calculée à partir de la valeur $\dot{\alpha}$ reçue dudit suiveur d'images 23, et la valeur de l'angle Θ_o devant être maintenue constante selon l'invention ;
- un élément de calcul 46 calculant une vitesse angulaire de commande $\dot{\Theta}_{co}$ correspondant, dans ce cas, à la dérivée de la différence entre ladite assiette longitudinale de commande Θ_{co} reçue par une liaison 47 et l'assiette longitudinale exécutée Θ_{ex} par le corps volant M, ladite valeur Θ_{ex} étant reçue par une liaison 48 d'un élément d'intégration 49 qui est relié au dispositif 13 et réalise l'intégration de la vitesse angulaire exécutée $\dot{\Theta}_{ex}$; et
- un élément de calcul 50 qui détermine, de façon connue, ledit premier ordre de braquage τ_{co1} , à partir de ladite vitesse angulaire de commande $\dot{\Theta}_{co}$ reçue par une liaison 51 et de la vitesse angulaire $\dot{\Theta}_{ex}$.

Par ailleurs, la partie de boucle BC2 comporte :

- un élément de calcul 53 relié au suiveur d'images 23 pour calculer une accélération corrective Γ_2 , à partir de la même expression que celle utilisée pour calculer l'accélération corrective Γ_1 du mode de réalisation de la figure 6, à savoir $\Gamma_2 = a \cdot \dot{\alpha} \cdot V_r$. Cette accélération corrective Γ_2 est destinée à engendrer une action s'opposant à un éventuel déplacement de la cible dans l'image, Γ_2 étant proportionnelle à cet effet à la vitesse de déplacement à déterminée par le suiveur d'images 23 ; et
- un élément de calcul 54 déterminant un ordre de braquage τ_{co2} des gouvernes du corps volant, de façon connue, à partir de ladite accélération corrective Γ_2 (reçue par une liaison 55), de l'accélération exécutée Γ_{zex} selon la direction OZ, et de la vitesse angulaire exécutée $\dot{\Theta}_{ex}$.

Toutefois, afin d'éviter que les actions de l'une desdites parties de boucle BC1 ou BC2 n'entraînent par leurs effets une réaction de l'autre, il est nécessaire de réaliser une compensation entre ces deux parties de boucle BC1 et BC2.

Plus précisément, pour que la partie de boucle BC2 n'engendre qu'une correction du déplacement de la cible C dans l'image, et non une correction des effets produits par la partie de boucle BC1, ledit élément de calcul 54 n'utilise pas directement l'accélération exécutée Γ_{zex} et la vitesse angulaire exécutée $\dot{\Theta}_{ex}$ dans ses calculs, mais il utilise une accélération compensée Γ_{comp} et une vitesse angulaire compensée $\dot{\Theta}_{comp}$ reçues respectivement par l'intermédiaire de liaisons 56 et 57 et calculées à partir des expressions :

$$\begin{cases} \Gamma_{comp} = \Gamma_{zex} - \Gamma_{aux} \\ \dot{\Theta}_{comp} = \dot{\Theta}_{ex} - \dot{\Theta}_{aux} \end{cases}$$

dans lesquelles :

- $\dot{\Theta}_{aux}$ est une vitesse angulaire auxiliaire correspondant, selon l'invention, à la vitesse angulaire $\dot{\Theta}_{co}$ qui est transmise par la liaison dédoublée 51 à un élément de calcul 60, ledit élément de calcul 60 calculant la différence $\dot{\Theta}_{ex} - \dot{\Theta}_{co}$ (c'est-à-dire $\dot{\Theta}_{comp}$) et transmettant cette différence à l'élément de calcul 54 par la liaison 57 ; et
- Γ_{aux} est une accélération auxiliaire calculée par un élément de calcul 61 à partir de l'expression :

$$\Gamma_{aux} = V \cdot \dot{\Theta}_{co},$$

V étant la vitesse précitée du corps volant M dans le plan vertical de référence OXZ.

Cette vitesse V est transmise audit élément de calcul 61 par un moyen connu non représenté.

De plus, la différence $(\Gamma_{zex} - \Gamma_{aux})$ est calculée par un élément de calcul 62 relié par des liaisons 56 et 63 aux éléments de calcul 54 et 61.

On notera que l'on utilise dans les compensations les valeurs Γ_{aux} et Θ_{aux} précitées, car on n'a pas accès directement aux valeurs gyrométriques et accélérométriques exécutées par le corps volant, en réponse à une commande de la partie de boucle BC1.

Comme indiqué précédemment, selon l'invention, la trajectoire T présente deux parties T1 et T2 relatives respectivement auxdites première et seconde phases précitées du guidage.

La seconde phase, donc également la partie de trajectoire T2, commence lorsque le corps volant M est situé à une distance horizontale d du point de référence O suivant l'axe OX, comme représenté sur la figure 1.

Pour déterminer cette position de début de seconde phase, l'invention prévoit deux modes de réalisation différents.

Dans un premier mode de réalisation, on fait débiter ladite seconde phase lorsque la dérivée $\dot{\epsilon}$ par rapport au temps de la valeur écartométrique réelle, obtenue par exemple à partir de la vitesse α déterminée sur une image et de la valeur Θ_{ex} , devient égale à une valeur maximale $\dot{\epsilon}_{max}$ qui vérifie l'équation :

$$\dot{\epsilon}_{max} = (\Gamma_{max} - A) / (B \cdot V)$$

dans laquelle :

- A est une constante prédéfinie, par exemple égale à 5 m/s², tenant compte du temps de réponse du corps volant M ;
- B est une constante prédéfinie, par exemple égale à la constante $\underline{a}$ précitée ;
- Γ_{max} est ledit facteur de charge maximal ; et
- V est la valeur de la projection du vecteur vitesse du corps volant M sur ledit plan vertical de référence OXZ.

Par ailleurs, dans un second mode de réalisation, on fait débiter ladite seconde phase lorsque l'assiette longitudinale de commande Θ_{co} devient égale à une valeur limite d'assiette longitudinale, obtenue par l'application audit corps volant M dudit facteur de charge maximal Γ_{max} , en prenant en compte la constante de temps de mise en virage du corps volant M.

Revendications

1. Procédé de guidage d'un corps volant (M), notamment un missile, vers une cible (C) située sur le territoire (S) survolé par le corps volant (M), ledit corps volant (M) comportant un capteur d'images (2) qui observe, vers le bas et vers l'avant du corps volant (M), suivant une ligne de visée (LV), ledit territoire survolé (S), caractérisé en ce que, lors de l'approche de la cible (C) :

- dans une première phase, qui débute lorsque l'on détecte la cible (C) dans une image engendrée par le capteur d'images (2) :
 - on maintient constant l'angle (Θ_0) entre ladite ligne de visée (LV) du capteur d'images (2) et l'axe longitudinal (AL) dudit corps volant (M) ; et
 - on impose audit corps volant (M) une trajectoire telle que la cible (C) est maintenue fixe dans l'image ; puis
- dans une seconde phase, qui débute lorsque le facteur de charge maximal susceptible d'être appliqué audit corps volant (M) correspond au facteur de charge qui doit être appliqué audit corps volant (M) pour incurver ladite trajectoire (T) afin de rejoindre ladite cible (C), on guide ledit corps volant (M) directement vers ladite cible (C), en appliquant ledit facteur de charge maximal.

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que, dans ladite première phase, pour guider ledit corps volant (M) le long de ladite trajectoire (T) imposée :

- on calcule :
 - un premier ordre de commande, pour guider ledit corps volant (M) dans un plan vertical de référence (OXZ) passant par ledit corps volant (M) et ladite cible (C) ; et
 - un second ordre de commande, pour guider ledit corps volant (M) dans le plan horizontal (OXY) ; et
- on applique audit corps volant (M) lesdits premier et second ordres de commande ainsi calculés.

3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que ledit premier ordre de commande est un ordre de commande du facteur de charge du corps volant (M), appliquant un facteur de charge de commande (Γ_{co}).

4. Procédé selon la revendication 3, caractérisé en ce que l'on calcule le facteur de charge de commande Γ_{co} à partir des expressions suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Gamma_{co} = (V^2 \cdot (d^2z/dx^2)) / (1 + (dz/dx)^2)^{3/2} \\ dz/dx = \frac{-(z - K \cdot (x_c - x))}{(K \cdot z) + (x_c - x)} \\ d^2z/dx^2 = \frac{-(dz/dx) \cdot (x_c - x + K^2 \cdot (x_c - x)) - z \cdot (K^2 + 1)}{(K \cdot z + (x_c - x))^2} \end{array} \right.$$

dans lesquelles :

- K est une valeur de gain ;
- x est la distance entre le corps volant (M) et un point de référence (O), selon une direction horizontale (OX) dudit plan vertical de référence (OXZ) ;
- z est la distance entre le corps volant (M) et ledit point de référence (O), selon une direction verticale (OZ) dudit plan vertical de référence (OXZ) ;
- x_c est la distance entre la cible (C) et ledit point de référence (O), selon ladite direction horizontale (OX), de valeur constante ; et
- V est la valeur de la projection du vecteur vitesse du corps volant (M) sur ledit plan vertical de référence (OXZ).

5. Procédé selon la revendication 4, caractérisé en ce que, pour calculer ledit facteur de charge de commande Γ_{co} , on utilise :

- pour le gain K, une valeur constante prédéfinie ; et
- pour les distances x et z du corps volant (M), des valeurs déterminées à partir de mesures accélérométriques réalisées sur ledit corps volant (M).

6. Procédé selon la revendication 4, caractérisé en ce que, pour calculer ledit facteur de charge de commande Γ_{co} :

- on calcule le gain K à partir de l'équation $K = \tan(\alpha - \Theta_{ex})$, dans laquelle :
 - α représente la position angulaire de la cible (C) dans l'image prise par le capteur d'images (2) ; et
 - Θ_{ex} est la valeur de l'assiette longitudinale exécutée par le corps volant (M) ; et
- on détermine les distances x et z du corps volant à partir de mesures accélérométriques réalisées sur ledit corps volant (M)

7. Procédé selon la revendication 6, caractérisé en ce que l'angle α est déterminé à partir de mesures réalisées par un suiveur d'images (23), sur une image prise par ledit capteur d'images (2).

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 3 à 7, caractérisé en ce que, de plus :

- on calcule une accélération corrective (Γ_1) susceptible d'engendrer une action s'opposant au déplacement de la cible (C) dans l'image ; et

- on ajoute l'accélération corrective (Γ_1) ainsi calculée au facteur de charge de commande (Γ_{co}) à appliquer au corps volant (M).

9. Procédé selon la revendication 8,

caractérisé en ce que ladite accélération corrective Γ_1 est calculée à partir de l'expression :

$$\Gamma_1 = a \cdot \dot{\alpha} \cdot V_r$$

dans laquelle :

- a est une constante ;
- $\dot{\alpha}$ est la vitesse de déplacement angulaire de la cible (C) dans l'image ; et
- V_r est la vitesse de rapprochement du corps volant (M) de la cible (C).

10. Procédé selon la revendication 2,

caractérisé en ce que ledit premier ordre de commande est un ordre de commande de l'assiette longitudinale du corps volant, appliquant une assiette longitudinale de commande (Θ_{co}).

11. Procédé selon la revendication 10,

caractérisé en ce que, dans ladite première phase, en plus de ladite assiette longitudinale de commande (Θ_{co}), on calcule et on applique audit corps volant une accélération corrective (Γ_2) qui engendre une action s'opposant à un éventuel déplacement de la cible (C) dans l'image.

12. Procédé selon la revendication 11, ledit corps volant (M) étant guidé à l'aide de gouvernes, et ladite assiette longitudinale de commande (Θ_{co}) et ladite accélération corrective (Γ_2) étant calculées et appliquées chacune au moyen d'une boucle de commande spécifique (BC1, BC2),

caractérisé en ce que l'on fait fonctionner en parallèle lesdites boucles de commande (BC1, BC2) de manière à obtenir deux ordres séparés (τ_{co1} , τ_{co2}) de braquage des gouvernes du corps volant (M) que l'on applique simultanément aux gouvernes dudit corps volant (M).

13. Procédé selon l'une des revendications 11 ou 12,

caractérisé en ce que, pour calculer l'accélération corrective (Γ_2), on tient compte de la vitesse angulaire et de l'accélération du corps volant susceptibles d'être engendrées par l'application de l'assiette longitudinale de commande (Θ_{co}), devant être appliquée simultanément à ladite accélération corrective (Γ_2).

14. Procédé selon la revendication 13,

caractérisé en ce que ladite vitesse angulaire $\dot{\Theta}$ aux et ladite accélération Γ aux sont calculées à partir des expressions suivantes :

$$\begin{cases} \dot{\Theta}_{aux} = \dot{\Theta}_{co} \\ \Gamma_{aux} = V \cdot \dot{\Theta}_{co} \end{cases}$$

dans lesquelles :

- $\dot{\Theta}_{co}$ est la vitesse angulaire obtenue à partir de l'assiette longitudinale de commande (Θ_{co}) ; et
- V est la valeur de la projection du vecteur vitesse du corps volant (M) sur ledit plan vertical de référence (OXZ).

15. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 14,

caractérisé en ce que l'on fait débiter ladite seconde phase lorsque la dérivée $\dot{\epsilon}$ par rapport au temps de la valeur écartométrique réelle devient égale à une valeur maximale $\dot{\epsilon}_{max}$ qui vérifie l'équation :

$$\dot{\epsilon}_{max} = (\Gamma_{max} - A) / (B \cdot V)$$

dans laquelle :

- A et B sont deux constantes prédéfinies ;
- $\Gamma_{\max}$ est ledit facteur de charge maximal ; et
- V est la valeur de la projection du vecteur vitesse du corps volant (M) sur ledit plan vertical de référence (OXZ).

5 **16.** Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 14, caractérisé en ce que l'on fait débiter ladite seconde phase lorsque l'assiette longitudinale de commande (Θ_{co}) devient égale à une valeur limite d'assiette longitudinale, obtenue par l'application audit corps volant (M) dudit facteur de charge maximal, en prenant en compte la constante de temps de mise en virage du corps volant (M).

10 **17.** Dispositif pour la mise en oeuvre du procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 16, ledit dispositif (1) étant monté à bord d'un corps volant (M) et comportant :

- un capteur d'images (2) pour prendre suivant une ligne de visée (LV) des images du territoire survolé (S) ;
- un système de calcul (3) pour déterminer des ordres de commande dudit corps volant (M), à partir d'images prises par ledit capteur d'images (2) ; et
- des moyens de commande (4) pour appliquer audit corps volant (M) les ordres de commande déterminés par ledit système de calcul (3),

15 caractérisé en ce que :

- la ligne de visée (LV) du capteur d'images (2) est fixe par rapport à l'axe longitudinal (AL) du corps volant (M) ; et
- ledit système de calcul (3) détermine des ordres de commande permettant :
 - dans ladite première phase, d'imposer audit corps volant (M) une trajectoire (T) telle que la cible (C) soit maintenue fixe dans l'image ; et
 - dans ladite seconde phase, de guider ledit corps volant (M) directement vers ladite cible (C).

20 **18.** Dispositif selon la revendication 17, destiné plus particulièrement à la mise en oeuvre du procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 3 à 9, caractérisé en ce que ledit système de calcul (3) détermine ledit facteur de charge de commande (Γ_{co}).

25 **19.** Dispositif selon la revendication 17, destiné plus particulièrement à la mise en oeuvre du procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 10 à 14, caractérisé en ce que ledit système de calcul (3) détermine ladite assiette longitudinale de commande (Θ_{co}).

30 **20.** Dispositif selon la revendication 19, caractérisé en ce que ledit système de calcul (3) détermine, de plus, ladite accélération corrective (Γ^2).

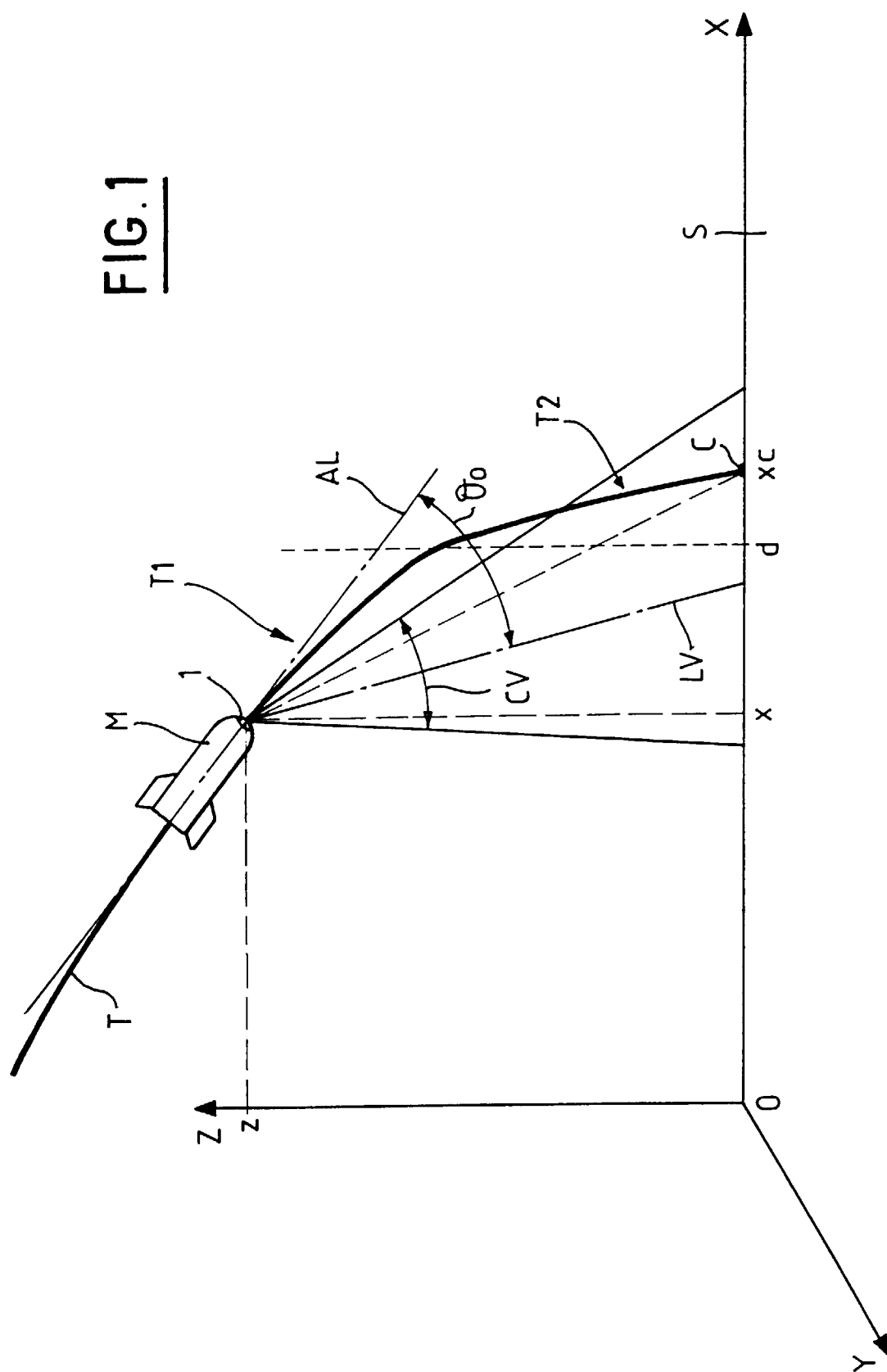
35 **21.** Dispositif selon l'une quelconque des revendications 17 à 20, caractérisé en ce que ledit capteur d'images (2) est un capteur à rayonnement infrarouge.

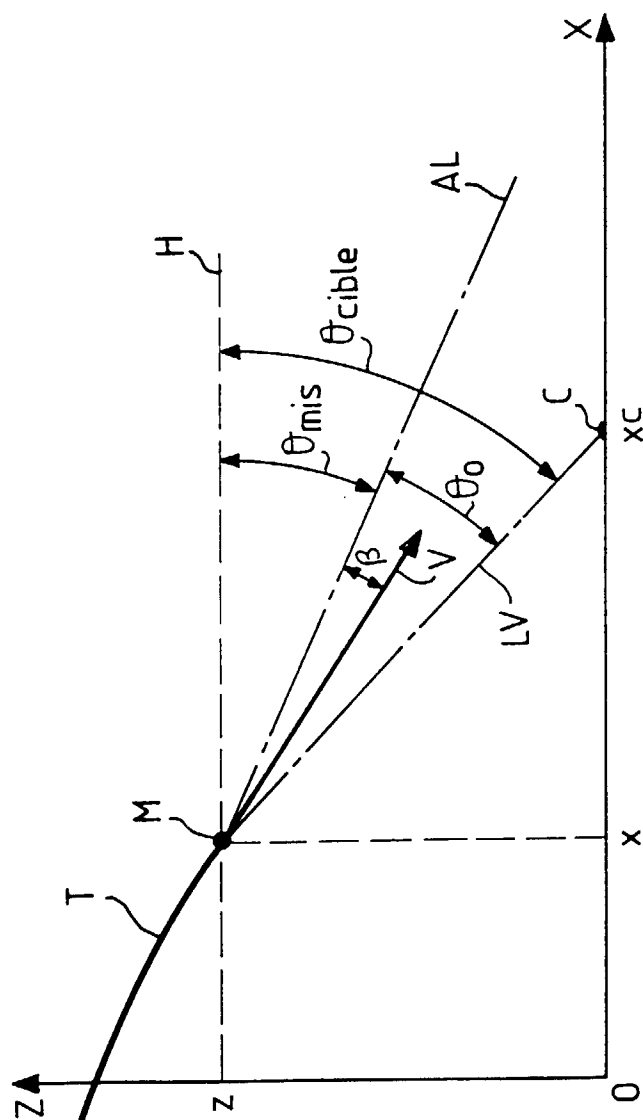
40 **22.** Dispositif selon l'une quelconque des revendications 17 à 20, caractérisé en ce que ledit capteur d'images (2) est un capteur à rayonnement visible.

45

50

55



FIG. 2

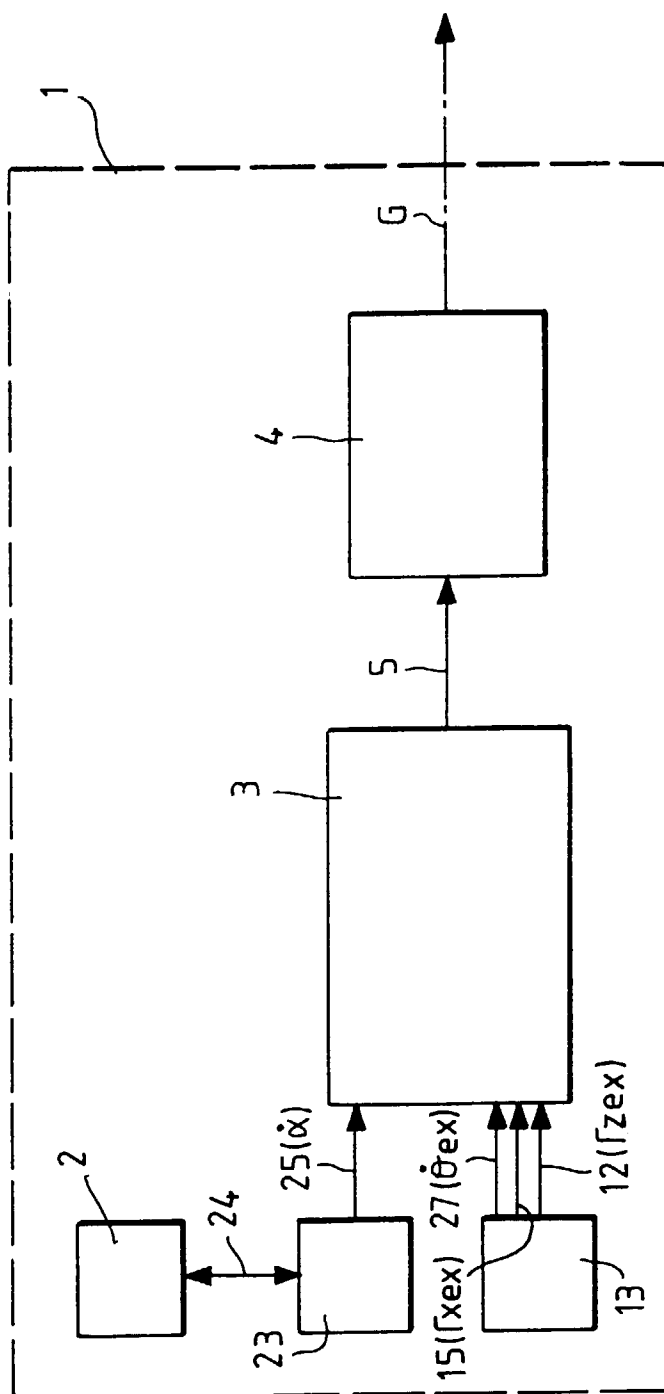
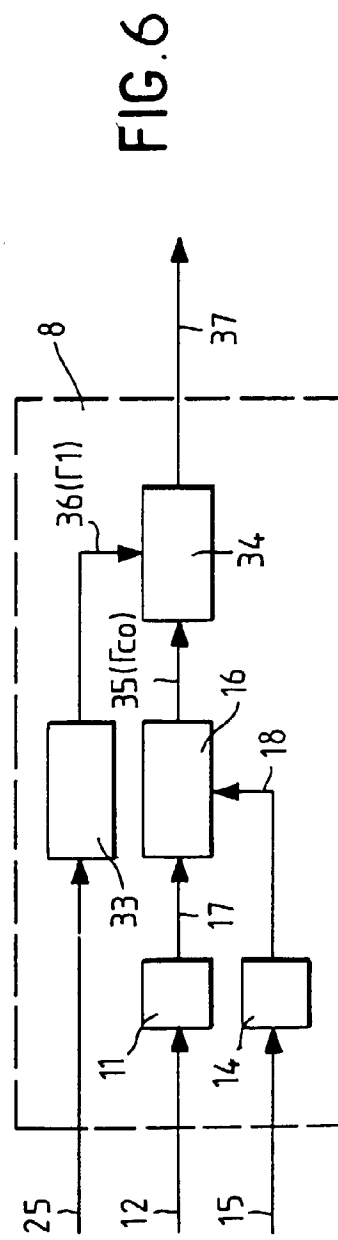
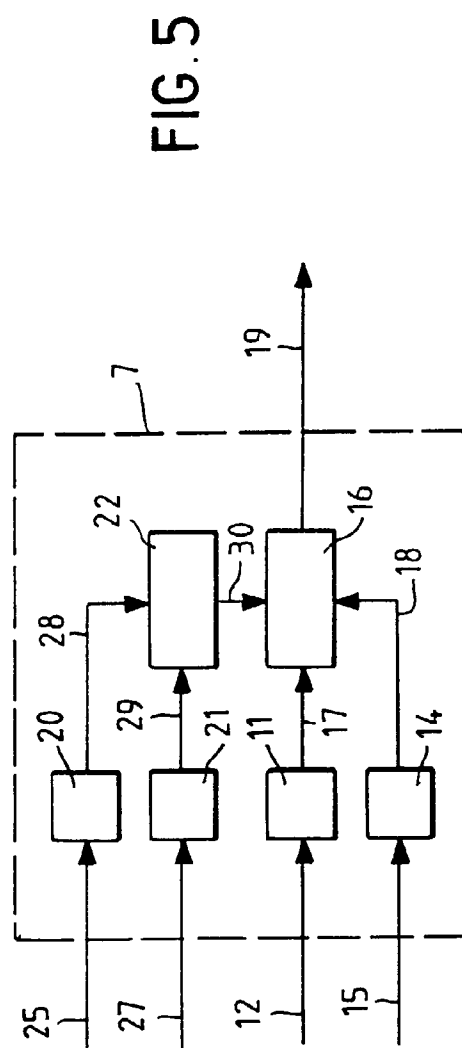
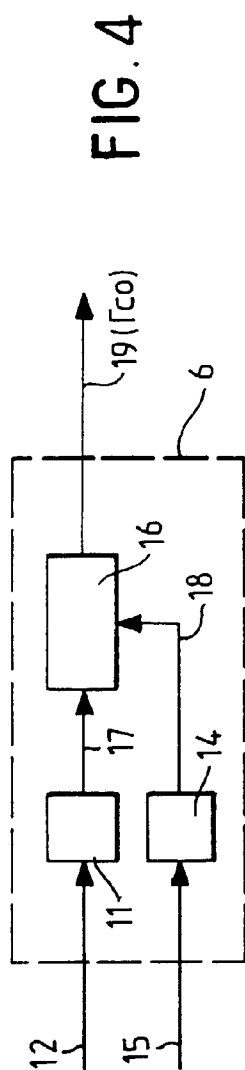
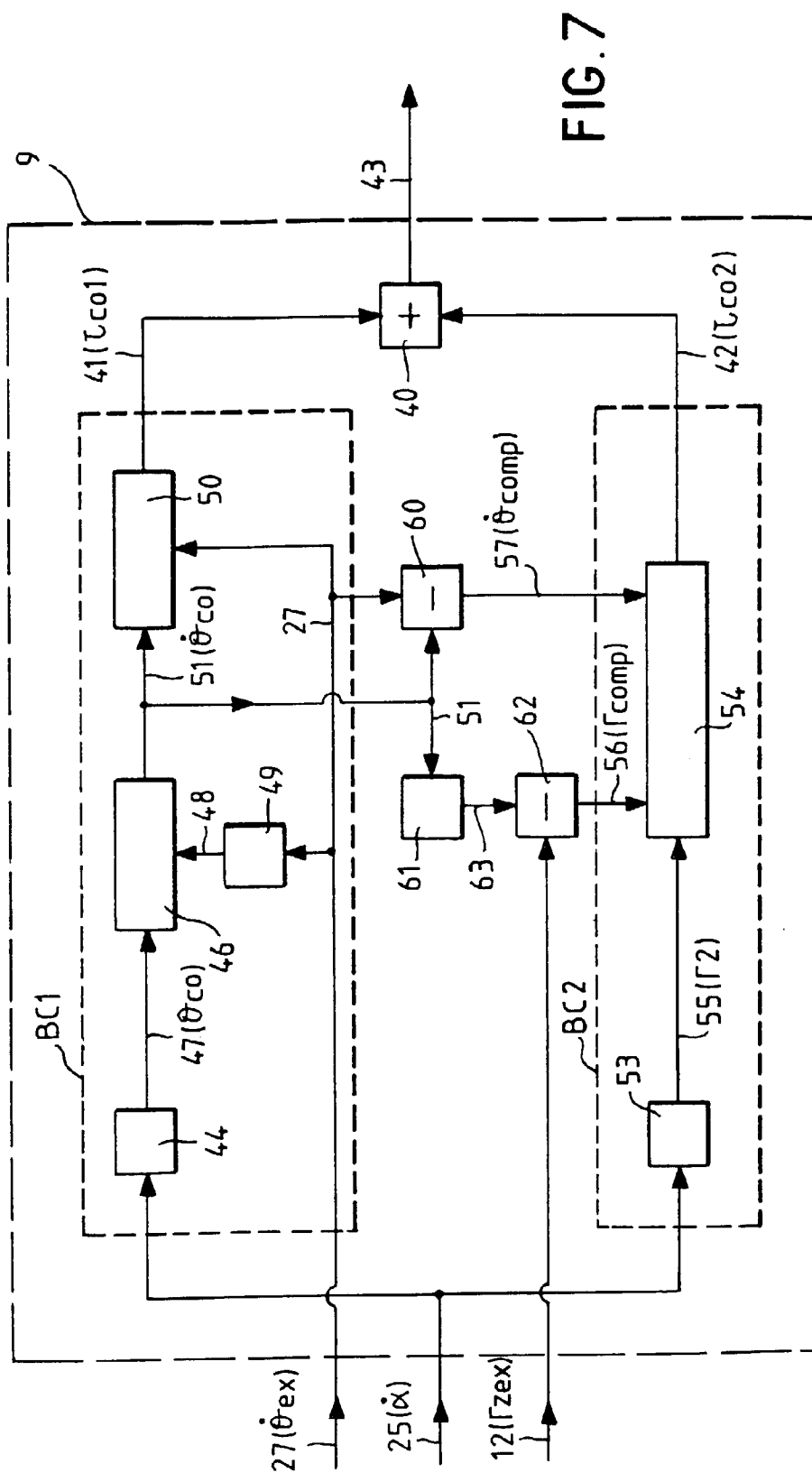


FIG. 3







Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numero de la demande
EP 97 40 0357

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.Cl.6)
A	EP 0 508 905 A (TELECOMMUNICATIONS SA) 14 Octobre 1992 * le document en entier * ---	1,2,17	F41G7/20 F41G7/22
A	GB 2 025 660 A (BODENSEEWERK GERAETETECH) 23 Janvier 1980 * le document en entier * ---	1,17	
A	FR 2 226 066 A (BODENSEEWERK GERAETETECHNIK GMBH) 8 Novembre 1974 * le document en entier * -----	1,17	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.6)
			F41G
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 25 Avril 1997	Examineur Deconinck, E
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

EPO FORM 1503 03.82 (P04C02)