

(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

(11) N° de publication : **2 633 741**

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

(21) N° d'enregistrement national : **89 05003**

(51) Int Cl⁵ : G 05 D 1/10; F 42 B 15/02.

(12) **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

A1

(22) Date de dépôt : 14 avril 1989.

(30) Priorité : DE, 16 avril 1988, n° P 38 12783.0.

(71) Demandeur(s) : Société dite : MESSERSCHMITT-BOLKOW-BLOHM GMBH. — DE.

(72) Inventeur(s) : Fritz Hofmann.

(43) Date de la mise à disposition du public de la demande : BOPI « Brevets » n° 1 du 5 janvier 1990.

(60) Références à d'autres documents nationaux apparentés :

(73) Titulaire(s) :

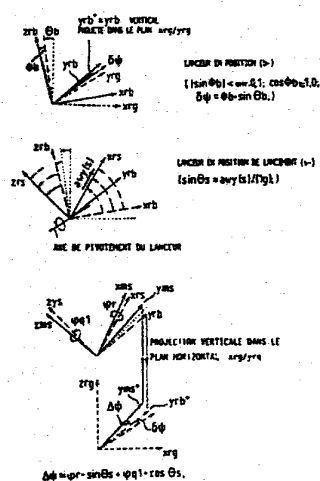
(74) Mandataire(s) : Bureau D.A. Casalonga et Josse.

(54) Procédé et dispositif pour l'orientation automatique en azimut d'un système de navigation inertielle.

(57) Le procédé et le dispositif permettent l'orientation automatique en azimut du système de navigation inertielle d'un engin volant lancé à partir d'un véhicule porteur. Une fenêtre de transmission n'est plus nécessaire et l'azimut initial du véhicule porteur est déterminé par calcul.

Un agencement de capteurs 2 est utilisé pour la comparaison de l'inclinaison latérale du paquet de capteurs de navigation 1 avec l'inclinaison latérale de l'axe de redressement 5 du lanceur et un agencement de calcul sert à la détermination de l'écart en azimut entre le paquet de capteurs de navigation 1 et l'axe de redressement 5 à partir de la différence d'inclinaison latérale.

Applications : de préférence aux engins volants guidés à lancement vertical ou incliné en élévation à partir d'un véhicule porteur.



Procédé et dispositif pour l'orientation automatique en azimut d'un système de navigation inertielle

L'invention concerne un procédé et un dispositif pour l'orientation automatique en azimut d'un système de navigation inertielle, destinés à la détermination de l'écart en azimut entre le paquet de navigation d'un véhicule porteur et un dispositif de référence de l'installation au sol, de préférence pour des engins volants guidés à lancement vertical ou incliné en élévation.

Comme on sait, l'orientation en azimut de la référence inertielle posait à l'origine des problèmes considérables en raison de la précision exigée et des très grandes dimensions de l'engin volant guidé, problèmes qui ne pouvaient être atténués que par une importante dépense en appareils. Par le brevet DE-36 22 064 de la demanderesse on connaît un dispositif pour l'orientation optique automatique en azimut, dans lequel un réflecteur dièdre dispose de manière réglable sur l'engin volant guidé permet un repérage incliné, au moyen d'un détecteur linéaire à recherche suivant un axe, d'un émetteur réglable suivant deux axes et d'un appareil de commande pour le repérage d'une commande de cadre de roulis de l'installation de navigation de l'engin volant.

Ce mode de solution et d'autres modes faisant partie de l'état de la technique interne de la demanderesse exigent, pour la réduction des dépenses nécessaires à la transmission d'azimut entre l'installation au sol et l'engin porteur, une "fenêtre de transmission" disposée sur ou dans la cellule de l'engin volant. Or, il s'avère que pour différentes applications une telle fenêtre n'est pas souhaitée, car elle empêche une réalisation simple de la cellule de l'engin porteur.

La présente invention a pour but de créer un procédé et un dispositif du type défini ci-dessus, qui permettent d'éliminer totalement une telle fenêtre de transmission, sans qu'il faille limiter les avantages et précisions obtenus jusqu'à présent.

Ce but est atteint grâce à

- 2 -

1) un procédé, dans lequel déjà en position de lancement l'écart de roulis et l'écart de lacet entre l'installation au sol et le paquet de navigation du véhicule porteur sont mesurés de façon inertielle dans différentes positions de redressement dudit véhicule
5 par couplage de gravité et, après fixation de l'élévation de lancement, l'écart en azimut entre l'installation au sol et le paquet de navigation est déterminé par calcul;

2) un dispositif pour la mise en oeuvre du procédé, dans lequel sont associés au paquet de capteurs de navigation du véhicule porteur un agencement de capteurs pour la comparaison de
10 l'inclinaison latérale dudit paquet de capteurs de navigation avec l'inclinaison latérale de l'axe de redressement et un agencement de calcul pour la détermination de l'écart en azimut entre le paquet de capteurs de navigation et l'axe de redressement à partir de la
15 différence d'inclinaison latérale.

Un exemple de calcul est indiqué et expliqué dans la description ci-après et illustré par les dessins, sur lesquels

les figures 1a à 1d représentent les esquisses schématiques pour le calcul du couplage de gravité dans la position de départ du véhicule porteur,
20

les figures 2a à 2c représentent les esquisses schématiques pour le calcul du couplage de gravité dans la position verticale du véhicule porteur,

les figures 3a à 3c représentent les esquisses schématiques pour le calcul de la référence du véhicule porteur dans la position de lancement, et
25

la figure 4 représente un exemple de configuration du dispositif prévu, montrant

- le paquet de capteurs de navigation inertielle (1) du véhicule porteur,
30
- la référence verticale inertielle de l'axe de redressement sous forme de capteurs d'accélération (2),
- la référence d'azimut du lanceur sous forme d'un détecteur de nord (3),

- 3 -

- le système de bus (4) pour la liaison des appareils 1 à 3,
- l'axe de redressement (5) entre le lanceur (6) et le véhicule porteur (7).

5 Pour la détermination de l'écart en azimut entre le paquet de navigation de l'engin volant guidé et une référence de l'installation au sol (ici l'axe de redressement de celle-ci), on mesure d'abord de façon inertielle dans différentes positions de redressement l'écart de roulis (φ_r) et l'écart de lacet (φ_{q1}) entre l'installation au sol et le paquet de navigation de l'engin volant par couplage de gravité.

10 Lorsque l'élévation de lancement est connue, il est possible, comme indiqué ci-après, de déterminer par calcul pour l'exemple d'un engin volant, l'écart en azimut ($\Delta\psi$) entre l'installation au sol et le paquet de navigation de l'engin volant. L'écart en azimut $\Delta\psi$ est déterminé par couplage de gravité.

15 Une position (0) de la base de lanceur est définie par le système de coordonnées vertical "zrg", la direction de l'axe de pivotement, "horizontalisé" pour l'harmonisation, du lanceur "yrg" et l'axe "xrg" orthogonal par rapport à zrg et yrg. Dans la base de lanceur, les capteurs d'accélération "awz, awy, awx" sont montés
20 parallèlement à ce système de coordonnées zrg. Ici: $awx(0) = 0$; et $awy(0) = 0$.

Comme il ressort de la figure 1, lors de l'installation sur le terrain, la base de lanceur est basculée, par rapport à la position (0), de l'angle (θ_b) d'inclinaison longitudinale et ensuite de
25 l'angle (ϕ_b) d'inclinaison latérale qui est au maximum d'environ 0,1 rad. Cette position (b) est caractérisée par:

$$awx(b) = 1g * \sin \theta_b$$

$$awy(b) = 1g * \cos \theta_b * \sin \phi_b;$$

30 Du fait du montage mécanique de l'engin volant, la référence d'engin volant "xmb, ymb et zmb" est orientée à peu près parallèlement à "xrb, yrb et zyb". Les angles

φ_r = écart de roulis autour de l'axe xmb

- 4 -

ψq^1 = écart de lacet autour de l'axe zmb

ψq^2 = écart de tangage autour de l'axe ymb

5 caractérisent la torsion relativement petite entre la base de lanceur et la référence de l'engin volant. En raison de ψr , ψq^1 et ψq^2 < environ 50 mrad, l'ordre des axes de ψr , ψq^1 et ψq^2 ne joue ici qu'un rôle secondaire.

L'écart de roulis (ψr) peut ainsi être déterminé à partir de:

$$a_{my}(b) = 1g * \cos \theta b * \sin (\phi b + \psi r) \quad (1)$$

10 Pour la détermination de l'écart de lacet (ψq^1), la base de l'engin volant et le paquet de capteurs d'engin volant sont redressés, selon le couplage de gravité représenté dans la figure 2 du dessin, dans la position verticale autour de l'axe yrb du lanceur de telle façon que "zrv" soit horizontal avec "awz" (v) = 0. Dans
15 cette position (v), l'écart de lacet (ψq^1) peut être déterminé à partir de:

$$a_{my}(v) = 1g * \sin (\phi b + \psi q^1); \quad (2)$$

Par ailleurs, pour l'écart de tangage (ψq^2):

$$20 \quad a_{mz}(v) = 1g * \cos \phi b * \sin \psi q^2; \dots \dots \dots (3)$$

Ainsi la légère torsion de la référence engin volant par rapport au système de coordonnées "zrb, yrb, xrb" peut être déterminée à partir des valeurs de mesure "awx(b), awy(b), amy(v) et amz(v)".

25 Dans la position de lancement (position s) du lanceur, l'orientation verticale du paquet de capteurs de l'engin volant résulte, comme il ressort du schéma de la figure 3, directement de la lecture des capteurs d'accélération "amx(s), amy(s) et amz(s)". L'azimut est rapporté à l'axe "yrb" = projection verticale de l'axe de pivotement du lanceur dans le plan horizontal "xrg, yrg". Par
30 contre, l'axe "yms*" = projection verticale de l'axe "yms" dans le plan horizontal est tourné de l'angle selon l'équation:

- 5 -

$$\Delta \psi = \psi_r * \sin \theta_s + \psi_{q1} * \cos \theta_s + \psi_{q2} * \delta; \quad (4)$$

où $\delta \gg 1$;

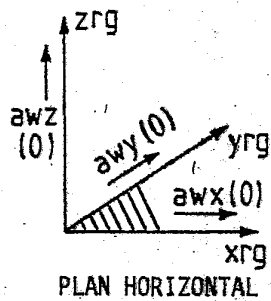
- 5 Les figures 1, 2 et 3 du dessin indiquent le procédé de calcul de manière si exhaustive et détaillée que des explications supplémentaires sont superflues. La configuration de l'installation est représentée dans la figure 4, les calculs ci-dessous étant effectués avant le lancement par le microprocesseur contenu dans le paquet de capteurs 1 du véhicule porteur 7.

Revendications

1. Procédé pour la détermination de l'écart en azimut entre le
paquet de navigation d'un véhicule porteur et un dispositif de
référence de l'installation au sol, de préférence pour des engins
volants guides à lancement vertical ou incliné en élévation,
5 caractérisé en ce que déjà en position de lancement l'écart de
roulis (φ_r) et l'écart de lacet (φ_{q1}) entre l'installation au sol et
le paquet de navigation du véhicule porteur sont mesurés de façon
inertielle dans différentes positions de redressement dudit véhicule
par couplage de gravité et, après fixation de l'élévation de
10 lancement, l'écart en azimut ($\Delta\varphi$) entre l'installation au sol et le
paquet de navigation est déterminé par calcul.

2. Dispositif pour la mise en oeuvre du procédé selon la
revendication 1, caractérisé en ce qu'au paquet de capteurs de
navigation (1) du véhicule porteur (7) sont associés un agencement
15 de capteurs (2) pour la comparaison de l'inclinaison latérale dudit
paquet de capteurs de navigation avec l'inclinaison latérale de
l'axe de redressement (5) et un agencement de calcul (3) pour la
détermination de l'écart en azimut entre le paquet de capteurs de
navigation et l'axe de redressement à partir de la différence
20 d'inclinaison latérale.

1/4



POSITION 0

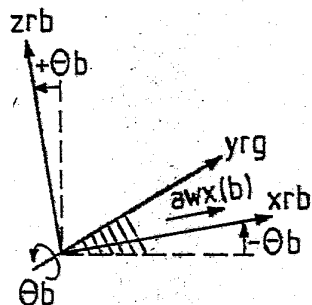
yrg HORIZONTAL

xrg HORIZONTAL

$$\dot{a}w_y(0) = 0$$

$$\dot{a}w_x(0) = 0$$

FIG.1a

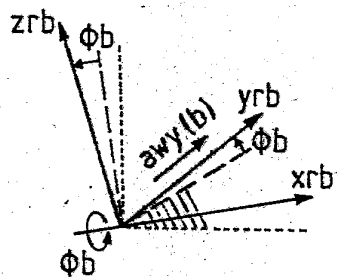
INCLINAISON LONGITUDINALE DE LA
BASE DE LANCEUR DE θ_b

yrg HORIZONTAL

xrb INCLINE

$$\dot{a}w_x(b) = 1g \cdot \sin \theta_b$$

FIG.1b

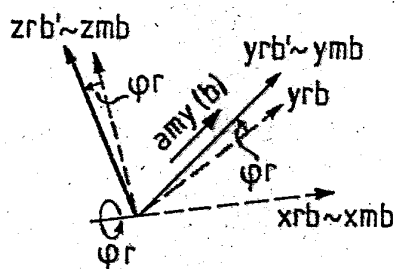
INCLINAISON LATÉRALE DE LA BASE
DE LANCEUR DE $\text{um } \phi_b$

yrb INCLINE

xrb INCLINE

$$\dot{a}w_y(b) = 1g \cdot \cos \theta_b \cdot \sin \phi_b$$

FIG.1c



"ECART DE ROULIS"

REFERENCE ENGIN VOLANT/BASE DE LANCEUR

DE $|\varphi_r| < \text{env. } 50 \text{ mrad}$

$$\dot{a}m_y(b) \approx 1g \cdot \cos \theta_b \cdot \sin (\phi_b + \varphi_r)$$

FIG.1d

2/4

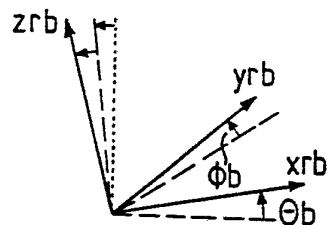


FIG.2a

LANCEUR EN POSITION DE BASE (b-)

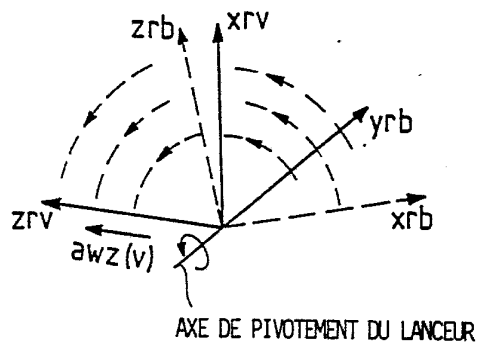


FIG.2b

LANCEUR PIVOTE DE yrb

A LA POSITION (v-)

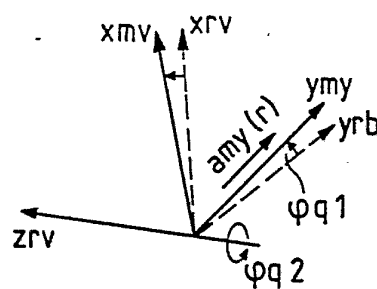
 $awz(v) = 0$ PLAN $xrv / yrb = \text{VERTICAL}$ 

FIG.2c

 $\phi_{q1} = \text{"ECART DE LACET"}$ REFERENCE ENGIN VOLANT/BASE DE LANCEUR
(DE FACON ANALOGUE) $\phi_{q2} = \text{"ECART DE TANGAGE"}$

= ROTATION AUTOUR DE L'AXE yrb)


$$(|\sin \phi_b| < \text{env. } 0,1; \cos \phi_b \approx 1,0; \\ \delta \psi = \phi_b \cdot \sin \theta_b;)$$

$$(\sin \theta_s = a_{wy}(s)/(1g);)$$

AXE DE PIVOTEMENT DU LANCEUR



PROJECTION VERTICALE DANS LE
PLAN HORIZONTAL xrg/yrg

$$\Delta\psi \approx \varphi r \cdot \sin\theta_s + \varphi q_1 \cdot \cos\theta_s;$$

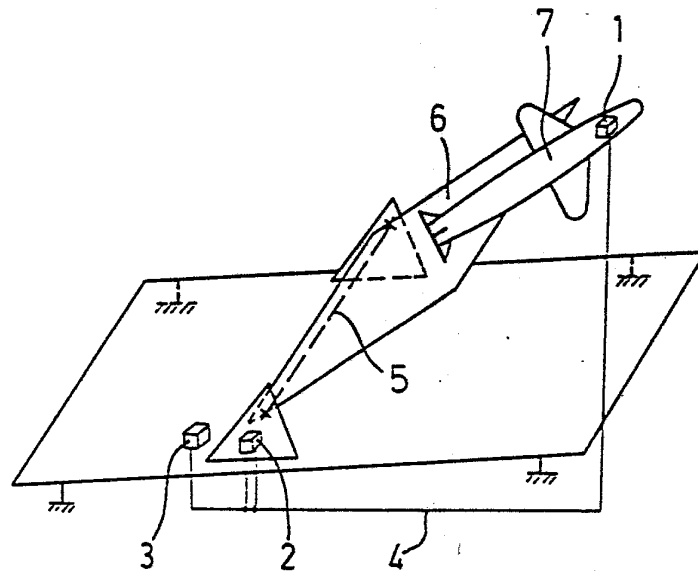


FIG. 4