

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
9 juillet 2009 (09.07.2009)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2009/083507 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G05D 1/10 (2006.01) *G01S 5/14* (2006.01)
G01C 21/16 (2006.01) *G08G 5/02* (2006.01)
G01S 1/56 (2006.01)

Ludovic [FR/FR]; 26 rue de la Croix Nivert, F-75015 Paris (FR).

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/EP2008/068084

(74) Mandataires : LUCAS, Laurent etc.; Immeuble Visium, 22, Avenue Aristide Briand, F-94117 Arcueil Cedex (FR).

(22) Date de dépôt international :
19 décembre 2008 (19.12.2008)

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
07/09035 21 décembre 2007 (21.12.2007) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :
THALES [FR/FR]; 45 rue de Villiers, F-92200 Neuilly sur Seine (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : BOUQUET,

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD FOR AIRCRAFT LANDING ASSISTANCE USING GPS AND MLS IN CASE OF CALCULATED AXIAL APPROACH

(54) Titre : PROCÉDE POUR L'AIDE A L'ATERRISSAGE D'AERONEF UTILISANT UN GPS ET UN MLS DANS LE CADRE D'UNE APPROCHE AXIALE CALCULEE

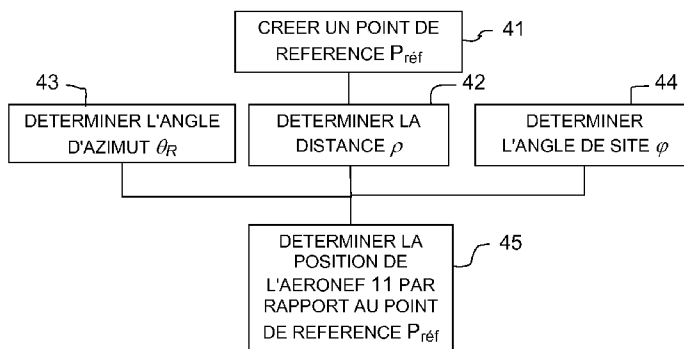


FIG.4

- 41 GENERATE A REFERENCE POINT P_{ref}
- 43 DETERMINE AZIMUTH ANGLE q_R
- 42 DETERMINE DISTANCE r
- 44 DETERMINE SITE ANGLE j
- 45 DETERMINE AIRCRAFT 11 POSITION RELATIVE TO REFERENCE POINT P_{ref}

(57) Abstract: The invention relates to a method for aircraft landing assistance using GPS and MLS in the case of a calculated axial approach. According to the invention, the method uses the co-ordinates of the azimuth antenna and/or of the site antenna as a reference point for calculating the position of the aircraft in a co-ordinate system centred on the landing strip. The aircraft position is then used for determining an azimuth angle between a longitudinal axis of the landing strip and the aircraft. The method of the invention can be used for simplifying the aircraft position calculation and the azimuth angle calculation.

[Suite sur la page suivante]

WO 2009/083507 A1



ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM),
européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI,
FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL,
NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG,
CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale

(57) Abrégé : L'invention concerne un procédé pour l'aide à l'atterrissage d'aéronef utilisant un GPS et un MLS dans le cadre d'une approche axiale calculée. Selon l'invention, le procédé utilise des coordonnées de l'antenne azimut et/ou de l'antenne site comme point de référence pour le calcul d'une position de l'aéronef dans un repère centré sur la piste d'atterrissage. Cette position de l'aéronef est ensuite utilisée pour déterminer un angle d'azimut entre un axe longitudinal de la piste d'atterrissage et l'aéronef. Le procédé selon l'invention permet de simplifier le calcul de la position de l'aéronef et le calcul de l'angle d'azimut.

Procédé pour l'aide à l'atterrissage d'aéronef utilisant un GPS et un MLS dans le cadre d'une approche axiale calculée

L'invention concerne un procédé pour l'aide à l'approche et à l'atterrissage d'aéronef utilisant un système d'atterrissage hyperfréquence et un système de positionnement par satellites. L'invention concerne plus particulièrement un procédé pour l'aide à l'approche et à l'atterrissage
5 d'aéronef utilisant un système d'atterrissage hyperfréquence dans le cadre d'une approche axiale calculée.

Le système d'atterrissage hyperfréquence, appelé MLS, acronyme de l'expression anglo-saxonne "Microwave Landing System", est un système d'aide à l'approche et à l'atterrissage aux instruments destiné à fournir à un
10 aéronef sa position en coordonnées sphériques dans un repère lié à la piste d'atterrissage, c'est-à-dire un angle d'azimut, un angle de site et une distance entre la piste d'atterrissage et l'aéronef. La distance entre la piste et l'aéronef est fournie par un équipement auxiliaire de mesure de distance, connu sous l'acronyme DME pour l'expression anglo-saxonne "Distance
15 Measurement Equipment" et fonctionnant sur une fréquence différente ou par un système de positionnement par satellites. Le MLS a été développé pour pallier les inconvénients du système d'atterrissage aux instruments, appelé ILS, acronyme de l'expression anglo-saxonne "Instrument Landing System", et retenu par l'organisation de l'aviation civile internationale (OACI)
20 pour succéder à l'ILS. Le MLS permet d'effectuer des approches courbes et segmentées, des atterrissages de catégories I, II et III et une augmentation de cadence d'atterrissage des aéronefs grâce à une diminution de l'espacement entre les aéronefs.

Le MLS, tel que normalisé par l'OACI, transmet des signaux de
25 guidage latéral, c'est-à-dire un angle d'azimut, et de guidage vertical, c'est-à-dire un angle de site, en utilisant une technique de faisceaux battants à temps référencé et un signal multiplexé dans le temps. L'utilisation d'un signal multiplexé dans le temps permet la transmission des signaux de guidage latéral et vertical sur le même canal de radiofréquence sans créer
30 d'interférences entre les signaux de guidage latéral et les signaux de guidage vertical. Les signaux de guidage sont émis sur une fréquence voisine de 5 Giga Hertz (GHz) par une station azimut et une station site. La station azimut est placée en fin de piste tandis que la station site est située sur le côté de la

2

piste, à environ 300 mètres (m) du seuil de début de piste. Chaque station transmet un faisceau battant étroit balayant en aller et retour à vitesse angulaire constante l'espace de couverture suivant la coordonnée angulaire considérée. Une antenne et un récepteur de bord de l'aéronef reçoivent le
 5 faisceau battant une première fois lors du balayage aller et une deuxième fois lors du balayage retour. Il est ainsi possible de déterminer l'angle d'azimut et l'angle de site par la relation linéaire suivante :

$$\theta = (T - T_0) \cdot \frac{\nu}{2} \quad (1)$$

où θ est l'angle d'azimut ou l'angle de site,
 10 T un intervalle de temps entre la réception des passages aller et retour du faisceau battant,
 T_0 la valeur de l'intervalle de temps T pour un angle θ nul et
 ν la vitesse angulaire de balayage.
 T_0 et ν sont des constantes définies par les normes internationales sur le
 15 MLS.

Le système d'atterrissage hyperfréquence à approche axiale calculée, appelé MLS-cc, acronyme de l'expression anglo-saxonne "Microwave Landing System - Computed Centerline", est un MLS dans
 20 lequel la station azimut n'est pas placée en bout de piste mais déportée sur un côté de la piste d'atterrissage. Le déplacement de la station azimut peut notamment être utilisé dans deux cas de figure. Dans le premier cas, la station azimut est située à proximité de la station site à des fins de simplicité de déploiement du MLS. Cette configuration est rencontrée principalement
 25 dans le cas d'équipements tactiques déployés sur des terrains sommaires et non préparés. Dans le deuxième cas, le MLS-cc est utilisé pour l'approche sur une piste secondaire non équipée d'un MLS mais située dans la zone de couverture de la piste équipée du MLS. Dans les deux cas, du fait du déport de la station azimut, le récepteur de l'aéronef mesure un angle, appelé angle
 30 d'azimut réel, qui ne correspond pas à l'angle d'azimut au sens conventionnel du terme, appelé angle d'azimut virtuel. Il est donc nécessaire de calculer l'angle d'azimut virtuel pour pouvoir fournir au pilote une information recentrée par rapport à l'axe de piste. Pour l'évaluer, il est nécessaire de calculer la position de l'aéronef dans un repère cartésien
 35 centré sur un point de référence au sol, appelé point au sol. Ce point au sol

3

est par exemple l'une des deux stations ou le point d'intersection entre l'axe de piste et une droite perpendiculaire à l'axe de piste et passant par la station site. Ce point d'intersection est appelé MLS datum point.

Le calcul de la position de l'aéronef est réalisé par un système de
5 3 équations à 3 inconnues, paramétré par l'angle d'azimut réel, l'angle de site et une distance entre l'aéronef et le point au sol. Ces équations étant non linéaires, des algorithmes itératifs sont utilisés pour résoudre le système. Classiquement, les algorithmes itératifs sont du type Gauss-Seidel ou Newton-Raphson.

10 En utilisant un système de positionnement par satellites, il est possible d'utiliser le MLS datum point comme point au sol pour la détermination de la distance avec l'aéronef. Cependant, il existe des risques liés aux comportements des algorithmes itératifs dans cette situation, comme exposé dans la norme DO-226.

15 Dans le but d'optimiser la rapidité de convergence vers la position de l'aéronef et la précision de cette position, deux algorithmes itératifs peuvent être utilisés successivement, le premier afin de converger rapidement autour de la position de l'aéronef, le second afin d'obtenir une meilleure précision de cette position. Une telle combinaison d'algorithmes
20 présente cependant l'inconvénient de complexifier la détermination de la position de l'aéronef, rendant difficile l'implantation des algorithmes itératifs et leur validation. Par ailleurs, ces algorithmes sont lents à exécuter, coûteux en termes de charge de calcul et risqués en comportement, en particulier du fait des risques de solutions multiples, de divergence et de stationnarité. Enfin,
25 ces algorithmes dégradent la précision de calcul par leur nature itérative, en particulier la propagation d'erreurs.

Les algorithmes itératifs sont exécutés par le récepteur de l'aéronef, par exemple un récepteur multimode, appelé MMR, acronyme de l'expression anglo-saxonne "MultiMode Receiver". Le MMR comprend une
30 chaîne radiofréquence, un processeur de signaux numériques, appelé DSP, acronyme de l'expression anglo-saxonne "Digital Signal Processor", un récepteur de système de positionnement global, mieux connu sous l'acronyme "GPS" pour l'expression anglo-saxonne "Global Positioning System" et un microprocesseur. La chaîne radiofréquence reçoit des signaux
35 provenant de différents systèmes, en particulier les signaux de guidage

provenant de la station azimut et de la station site. Le processeur traite les signaux provenant de la chaîne radiofréquence afin d'extraire les angles d'azimut et de site mais aussi des mots auxiliaires contenus dans les signaux de guidage. Le récepteur GPS peut être interne ou externe. Il transmet les positions de l'avion. Le microprocesseur assure plusieurs fonctions dont un calcul de la distance entre le MLS datum point et l'aéronef, un calcul de la position de l'aéronef à partir des algorithmes itératifs, un calcul de déviations entre la position de l'avion et un axe de descente optimal, une gestion de l'équipement et un interfaçage de communication avec une liaison d'un bus avion, par exemple un bus ARINC, abréviation pour la série de normes "Aeronautical Radio Incorporated". Le microprocesseur comprend un dispositif de gestion des algorithmes permettant de détecter et traiter la divergence, la non-convergence ou la fausse convergence d'un algorithme, de gérer l'initialisation, le séquençement et la combinaison des algorithmes.

15

Un but de l'invention est notamment de pallier tout ou partie des inconvénients précités. A cet effet, l'invention a pour objet un procédé pour l'aide à l'approche et à l'atterrissage d'aéronef utilisant un système de positionnement par satellites et un système MLS dans le cadre d'une approche axiale calculée, le système MLS comportant une piste d'atterrissage, une station site et une station azimut,

la piste d'atterrissage définissant un repère cartésien direct (R_c) comprenant comme axes un axe longitudinal de la piste d'atterrissage, appelé premier axe (x), un axe transversal de la piste d'atterrissage passant par la station site, appelé deuxième axe (y) et un axe perpendiculaire aux premier et deuxième axes, appelé troisième axe (z), un point d'intersection entre le premier axe (x) et le deuxième axe (y) définissant le centre du repère (R_c), appelé point de piste,

la station site comprenant une antenne site et la station azimut comprenant une antenne azimut, chaque antenne comprenant un centre de phase, les centres de phase des antennes site et azimut étant situés dans un plan parallèle à un plan (x, y) à une distance dz du point de piste selon le troisième axe (z), caractérisé en ce qu'il comporte les étapes suivantes :

30

créer un point de référence de mêmes coordonnées que celles du centre de phase de l'antenne azimut et/ou de l'antenne site,
déterminer une distance ρ entre le point de référence et l'aéronef par le système de positionnement par satellites,
5 déterminer un angle d'azimut (θ_R) entre une droite passant par le centre de phase de l'antenne azimut et l'aéronef et un plan parallèle à un plan (x, z) passant par le centre de phase de l'antenne azimut,
déterminer un angle de site (φ) entre une droite passant par le centre de phase de l'antenne azimut et l'aéronef et le plan parallèle au plan
10 (x, y) passant les centres de phase des antennes site et azimut,
déterminer, à partir de la distance ρ entre le point de référence et l'aéronef, de l'angle d'azimut et de l'angle de site, la position de l'aéronef par rapport au point de référence.

15 L'invention a notamment pour avantage qu'elle permet de réduire la complexité du calcul de la position de l'aéronef, le calcul n'utilisant plus d'algorithme du type Gauss-Seidel ou Newton-Raphson mais un algorithme de simple recherche des racines d'un polynôme du second degré, tel que décrit dans la norme DO-198. Par conséquent, l'algorithme est moins
20 complexe à certifier et les problèmes liés à l'utilisation d'algorithmes itératifs sont supprimés. En particulier, les problèmes de divergence et de stationnarité, de propagation d'erreurs et de solutions multiples sont supprimés. En outre, l'algorithme est moins coûteux en termes de charge de calcul.

25

L'invention sera mieux comprise et d'autres avantages apparaîtront à la lecture de la description détaillée de modes de réalisation donnés à titre d'exemple, description faite en regard de dessins annexés qui représentent :

- 30 - la figure 1, un exemple de configuration de MLS à approche axiale calculée ;
- la figure 2, un angle de site entre une antenne site et un aéronef ;
- la figure 3, des angles d'azimut entre, d'une part, l'antenne
35 azimut et l'aéronef et, d'autre part, un axe de piste d'atterrissage et l'aéronef ;

6

- la figure 4, un exemple d'étapes mises en œuvre par le procédé selon l'invention ;
- la figure 5, un exemple de sous-étapes pour la détermination d'une distance entre un point de référence et l'aéronef ;
- 5 - la figure 6, un exemple de configuration de piste d'atterrissage, de point de référence, de station azimut et d'aéronef pour la détermination de la distance entre le point de référence et l'aéronef ;
- la figure 7, un exemple de sous-étapes pour la détermination d'une distance entre un point intermédiaire et l'aéronef ;
- 10 - la figure 8, un repère géographique et un repère géocartésien ;
- la figure 9, un autre exemple de sous-étapes pour la détermination de la distance entre le point de référence et l'aéronef.

La figure 1 présente un exemple de configuration de MLS dans le
15 cadre d'une approche axiale calculée. Le MLS comprend une piste d'atterrissage 1 d'axe de piste x orienté d'un seuil de fin de piste 2 vers le seuil de début de piste 3, une station site 4 et une station azimut 5. La piste d'atterrissage 1 définit un repère cartésien direct R_c d'axes l'axe de piste longitudinal, appelé premier axe x , un axe transversal de la piste
20 d'atterrissage 1 passant par la station site 4, appelé deuxième axe y et un axe perpendiculaire aux premier et deuxième axes, appelé troisième axe z . Le deuxième axe y est orienté de la station site 4 vers la piste d'atterrissage 1. Un point d'intersection entre le premier axe x et le deuxième axe y définit le centre du repère R_c et est appelé MLS datum point 6. Il correspond
25 généralement au point de toucher des roues de l'aéronef sur la piste d'atterrissage 1. La station site 4 comprend une antenne site 7 et la station azimut 5 comprend une antenne azimut 8. Chaque antenne comprend un centre de phase à partir duquel les coordonnées de l'antenne peuvent être déterminées. Pour la suite de la description, on assimilera donc la position de
30 chaque antenne à celle de son centre de phase. Les antennes site 7 et azimut 8 émettent des signaux de guidage par des faisceaux battants 9 et 10 pour un guidage vertical et latéral d'un aéronef 11 lors d'une phase d'approche et/ou d'atterrissage. Les faisceaux battants 9 et 10 permettent également la transmission de mots auxiliaires contenant, par exemple, des
35 coordonnées de l'antenne site 7 et de l'antenne azimut 8.

La figure 2 représente un angle de site φ entre l'antenne site 7 et l'aéronef 11. L'angle de site φ est repéré dans un repère cartésien R'_c centré sur l'antenne site 7 et d'axes un axe x' , l'axe y et un axe z' , les axes x' et z' étant parallèles respectivement aux axes x et z . Il est défini par l'angle entre le plan (x', y) et une droite passant par l'antenne site 7 et l'aéronef 11.

La figure 3 représente un angle d'azimut réel θ_R et un angle d'azimut virtuel θ_V . L'angle d'azimut réel θ_R est repéré dans un repère cartésien R''_c centré sur l'antenne azimut 8 et d'axes un axe x'' , l'axe y et un axe z'' , les axes x'' et z'' étant parallèles respectivement aux axes x et z . Il est défini par l'angle entre le plan (x'', z'') et une droite passant par l'antenne azimut 8 et l'aéronef 11. L'angle d'azimut virtuel θ_V est repéré dans le repère cartésien R_c et défini par l'angle entre le plan (x, z) et une droite passant par l'aéronef 11 et un point virtuel 8v du plan (x, z) . Ce point virtuel correspond à une antenne azimut dans le cadre d'un système MLS, habituellement située sur le premier axe x à une distance de 300 m après le seuil de fin de piste 2.

Pour la suite de la description, on considère en plus du repère cartésien R_c centré sur le MLS datum point 6, du repère cartésien R'_c centré sur l'antenne site 7 et du repère cartésien R''_c centré sur l'antenne azimut 8, un repère géocartésien $R_{géocart}(O, X, Y, Z)$ et un repère géographique $R_{géogra}(\lambda, \phi, h)$, illustrés à la figure 8.

Le repère géocartésien $R_{géocart}(O, X, Y, Z)$ est un repère dans lequel le centre O est proche du centre de masse de la Terre, l'axe OZ est proche de l'axe de rotation terrestre et le plan OXZ est proche du plan méridien origine.

Le repère géographique $R_{géogra}(\lambda, \phi, h)$ est un repère dans lequel la Terre est représentée par un ellipsoïde, chaque point $M(\lambda, \phi, h)$ étant repéré par rapport à cet ellipsoïde. λ désigne la longitude, soit l'angle entre le plan OXZ et le plan méridien contenant le point concerné, ϕ désigne la latitude, soit l'angle entre le plan OXY et la normale à l'ellipsoïde passant par le point concerné et h désigne la hauteur ellipsoïdale. Chaque point $M(\lambda, \phi, h)$ définit un vecteur \vec{u}_λ parallèle au plan P tangent à l'ellipsoïde passant par le projeté orthogonal de $M(\lambda, \phi, h)$ et orienté vers le nord vrai, un vecteur \vec{u}_ϕ

parallèle au plan P et orienté vers l'Est et un vecteur \vec{u}_h orthogonal au plan P . L'ellipsoïde représentant la Terre est par exemple l'ellipsoïde WGS84 de demi grand axe a et de demi petit axe b . A partir du demi grand axe a et du demi petit axe b , on définit l'excentricité e et la grande normale $\nu(\phi)$ de

5 l'ellipsoïde par les relations :

$$e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}}, \quad \nu(\phi) = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\phi)}} \quad (2)$$

La figure 4 montre un exemple d'étapes mises en œuvre par le procédé selon l'invention. Pour ce procédé, on considère la configuration de
 10 MLS à approche axiale calculée décrite en référence à la figure 1 et dans laquelle l'antenne site 7 et l'antenne azimut 8 sont situées dans un même plan horizontal parallèle au plan (x, y) et situé au-dessus de celui-ci à une distance dz . Dans une première étape 41, un point de référence $P_{\text{réf}}$ de mêmes coordonnées que celles de l'antenne azimut 8 ou de l'antenne site 7
 15 est créé. Dans une deuxième étape 42, une distance ρ entre le point de référence $P_{\text{réf}}$ et l'aéronef 11 est déterminée par un système de positionnement par satellites. Dans une troisième étape 43, l'angle d'azimut réel θ_R entre le plan (x'', z'') et la droite passant par l'antenne azimut 8 et l'aéronef 11 est déterminé. Dans une quatrième étape 44, l'angle de site ϕ
 20 entre le plan (x', y) et la droite passant par l'antenne site 7 et l'aéronef 11 est déterminée. Dans une cinquième étape 45, la position de l'aéronef 11 est déterminée par rapport au point de référence $P_{\text{réf}}$ à partir de la distance ρ , de l'angle d'azimut réel θ_R et de l'angle de site ϕ .

Un tel procédé permet de simplifier la détermination de la position
 25 de l'aéronef 11 par rapport au point de référence $P_{\text{réf}}$. En effet, la position de l'aéronef 11 peut être déterminée par l'intermédiaire d'un algorithme simplifié. Un tel algorithme simplifié est par exemple décrit dans la norme DO-198 et exposé partiellement en annexe. Il se limite essentiellement à la détermination de racines d'un polynôme du second degré et présente par
 30 conséquent plusieurs avantages. Un premier avantage est la réduction de la complexité du calcul de la position de l'aéronef 11. Par conséquent, l'algorithme est moins complexe à certifier, demande moins de ressources de calcul que les algorithmes de l'état de l'art et peut être exécuté plus rapidement. Un deuxième avantage est la suppression du caractère itératif

du calcul de la position de l'aéronef 11. Par conséquent, les risques de solutions multiples, de propagation d'erreurs, de divergence et de stationnarité sont supprimés. A partir de la position de l'aéronef 11 par rapport au point de référence $P_{\text{réf}}$, l'angle d'azimut virtuel θ_v peut être

5 déterminé par la relation suivante :

$$\theta_v = \arctan \left(\frac{-(y_M + y_{AZ})}{\sqrt{(x_M + D_{se})^2 + (z_M + z_{AZ})^2}} \right) \quad (3)$$

Où (x_M, y_M, z_M) sont les coordonnées de l'aéronef 11 dans le repère R_c ,
 (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) sont les coordonnées de l'antenne azimut 8 dans le repère R_c ,

10 D_{se} est la distance entre le seuil de fin de piste 2 et le MLS datum point 6.

Les coordonnées y_{AZ} et z_{AZ} peuvent être déterminées à partir du mot auxiliaire A1 contenu dans les signaux de guidage. La distance D_{se} peut être déterminée par le mot auxiliaire A3.

15

L'étape 42 de détermination de la distance ρ entre le point de référence $P_{\text{réf}}$ et l'aéronef 11 peut être réalisée selon au moins deux modes de réalisation.

20

Un premier mode de réalisation est illustré par les figures 5 et 6.

Dans une première étape 421a, un point intermédiaire A est créé. Le point intermédiaire A a, dans le repère R_c , les mêmes coordonnées que le MLS datum point 6 suivant le premier axe x et le deuxième axe y et la même coordonnée que le point de référence $P_{\text{réf}}$ suivant le troisième axe z .

25

Le point intermédiaire A est donc situé au-dessus du MLS datum point 6, la distance dz séparant ces deux points.

Dans une deuxième étape 422a, une distance d_{MLS} entre le point intermédiaire A et l'aéronef 11 est déterminée. Selon un mode particulier de réalisation, la détermination de la distance d_{MLS} entre le point intermédiaire A

30

et l'aéronef 11 comprend les sous-étapes suivantes, illustrées par la figure 7. Dans une première étape 4221, des coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) de l'aéronef 11 sont déterminées, par exemple dans le repère $R_{\text{géogra}}(\lambda, \phi, h)$. Ces coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) sont déterminées par un système de positionnement par satellites, par exemple le système GPS, l'aéronef 11

comprenant un récepteur traitant les signaux reçus des satellites pour déterminer sa position. Dans une deuxième étape 4222, les coordonnées $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ du MLS datum point 6 sont déterminées, par exemple dans le repère $R_{géogra}(\lambda, \phi, h)$. Ces coordonnées $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ peuvent

5 notamment être déterminées à partir des signaux émis par les faisceaux battants 9 et 10. En particulier, selon les normes définies par l'OACI, ces coordonnées sont contenues dans les mots auxiliaires B40 et B41 des signaux. Dans une troisième étape 4223, les coordonnées (λ_A, ϕ_A, h_A) du point intermédiaire A sont déterminées à partir des coordonnées

10 $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ du MLS datum point 6 par les relations suivantes :

$$\begin{cases} \lambda_A = \lambda_{MLS} \\ \phi_A = \phi_{MLS} \\ h_A = h_{MLS} + dz \end{cases} \quad (4)$$

Dans une quatrième étape 4224, la distance d_{MLS} entre le point intermédiaire A et l'aéronef 11 est calculée à partir des coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) de l'aéronef 11 et des coordonnées (λ_A, ϕ_A, h_A) du point intermédiaire A. Dans

15 une forme particulière de réalisation, les coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) et (λ_A, ϕ_A, h_A) sont converties en coordonnées (X_M, Y_M, Z_M) et (X_A, Y_A, Z_A) dans le repère $R_{géocart}$ par les formules suivantes :

$$\begin{cases} X_M = (v(\phi_M) + h_M) \cos \phi_M \cos \lambda_M \\ Y_M = (v(\phi_M) + h_M) \cos \phi_M \sin \lambda_M \\ Z_M = \left[(b^2/a^2)v(\phi_M) + h_M \right] \sin \phi_M = \left[(1 - e^2)v(\phi_M) + h_M \right] \sin \phi_M \end{cases} \quad (5)$$

Les mêmes formules permettent de déterminer les coordonnées (X_A, Y_A, Z_A)

20 en remplaçant λ_M, ϕ_M et h_M par λ_A, ϕ_A et h_A .

La distance d_{MLS} peut ensuite être calculée par la relation suivante :

$$d_{MLS} = \sqrt{(X_M - X_A)^2 + (Y_M - Y_A)^2 + (Z_M - Z_A)^2} \quad (6)$$

A noter que la détermination des coordonnées de l'aéronef 11, correspondant à l'étape 4221, peut également être effectuée après ou

25 pendant l'étape 4222 et/ou l'étape 4223. Dans tous les cas, l'étape 4224 de calcul de la distance d_{MLS} doit être accomplie le plus rapidement possible après l'étape 4221 de détermination des coordonnées de l'aéronef 11 afin d'obtenir une distance d_{MLS} pratiquement en temps réel.

Dans une troisième étape 423a, un angle d'azimut $\theta_{réf}$ entre

30 l'aéronef 11 et un plan parallèle au plan (x, z) passant par le point de

référence $P_{réf}$ est déterminé. Avantageusement, le point de référence $P_{réf}$ a les mêmes coordonnées que celles de l'antenne azimut 8. L'angle d'azimut $\theta_{réf}$ peut alors être directement déterminé, cet angle étant égal à l'angle d'azimut réel θ_R .

5 Dans une quatrième étape 424a, une distance dy entre le MLS datum point 6 et le point de référence $P_{réf}$ suivant le deuxième axe y est déterminée. Selon un mode particulier de réalisation, la distance dy est déterminée à partir des mots auxiliaires transmis à l'aéronef 11 par les signaux émis par les stations site 4 et azimut 5. En particulier, la distance dy
 10 est contenue dans les bits 21 à 30 du mot auxiliaire A1.

Dans une cinquième étape 425a, la distance ρ est calculée à partir de l'angle d'azimut $\theta_{réf}$ et des distances d_{MLS} et dy par la relation suivante :

$$\rho = \sqrt{d_{MLS}^2 - (dy \cdot \cos \theta_{réf})^2} + dy \cdot \sin \theta_{réf} \tag{7}$$

15 A noter que l'ordre des étapes 422a, 423a et 424a n'a pas d'importance, les opérations liées à ces étapes pouvant être effectuées dans un ordre différent ou simultanément.

Un deuxième mode de réalisation est illustré par les figures 8 et 9.

20 Dans une première étape 421b, les coordonnées (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) de l'antenne azimut 8, repérée par le point S_{AZ} , sont déterminées dans le repère cartésien R_c , par exemple par les mots auxiliaires transmis à l'aéronef 11 par les stations site 4 et azimut 5. Selon les normes établies par l'OACI, la coordonnée x_{AZ} peut être déterminée par le mot auxiliaire A1, en particulier
 25 les bits 31 à 43, la coordonnée y_{AZ} peut être déterminée par les bits 21 à 30 du mot auxiliaire A1 et la coordonnée z_{AZ} peut être déterminée par les bits 57 à 63 du mot auxiliaire A1.

Dans une deuxième étape 422b, les coordonnées (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) dans le repère R_c sont converties en coordonnées (X_{AZ}, Y_{AZ}, Z_{AZ}) dans le repère $R_{géocart}$. La conversion peut notamment être effectuée en
 30 décomposant le vecteur $\overrightarrow{OS_{AZ}}$ en un vecteur \overrightarrow{OR} et un vecteur $\overrightarrow{RS_{AZ}}$ où le point R est le MLS datum point 6 :

$$\overrightarrow{OS_{AZ}} = \overrightarrow{OR} + \overrightarrow{RS_{AZ}} \tag{8}$$

Le point R a pour coordonnées dans le repère $R_{géocart}$:

$$\vec{OR} = \begin{pmatrix} (v(\phi_R) + h) \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \vec{u}_\lambda \\ \vec{u}_\phi \\ \vec{u}_h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (v(\phi_R) + h) \cos \phi_R \cos \lambda_R \\ (v(\phi_R) + h) \cos \phi_R \sin \lambda_R \\ \left[\left(\frac{b^2}{a^2} \right) v(\phi_R) + h \right] \sin \phi_R \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{X} \\ \vec{Y} \\ \vec{Z} \end{pmatrix} \quad (9)$$

où les coordonnées (λ_R, ϕ_R, h_R) peuvent être obtenus par des mots auxiliaires B40 et B41 provenant des faisceaux battants 9 et 10.

Le vecteur \vec{RS}_{AZ} peut être déterminé dans le repère $R_{géocart}$ par les relations :

$$5 \quad \vec{RS}_{AZ} = \begin{pmatrix} x_{AZ} \\ y_{AZ} \\ z_{AZ} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{x} \\ \vec{y} \\ \vec{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{AZ} \\ y_{AZ} \\ z_{AZ} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & -\cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{u}_\lambda \\ \vec{u}_\phi \\ \vec{u}_h \end{pmatrix} \quad (10)$$

Où l'angle ψ est l'angle entre le premier axe x et le nord vrai, cet angle pouvant être obtenu par le mot auxiliaire A1 ou B41,

Et où les vecteurs \vec{u}_λ , \vec{u}_ϕ et \vec{u}_h peuvent être déterminés dans le repère

$R_{géocart}$ par les relations :

$$10 \quad \vec{u}_\lambda = \begin{pmatrix} -\sin \phi_R \cos \lambda_R \\ -\sin \phi_R \sin \lambda_R \\ \cos \phi_R \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{X} \\ \vec{Y} \\ \vec{Z} \end{pmatrix} \quad \vec{u}_\phi = \begin{pmatrix} -\sin \lambda_R \\ \cos \lambda_R \\ 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{X} \\ \vec{Y} \\ \vec{Z} \end{pmatrix}$$

$$\vec{u}_h = \begin{pmatrix} \cos \phi_R \cos \lambda_R \\ \cos \phi_R \sin \lambda_R \\ \sin \phi_R \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{X} \\ \vec{Y} \\ \vec{Z} \end{pmatrix} \quad (11)$$

Dans une troisième étape 423b, les coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) de l'aéronef 11, repéré par le point M , sont déterminées, par exemple dans le repère $R_{géogra}(\lambda, \phi, h)$. Ces coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) peuvent notamment être

15 déterminées par un système de positionnement par satellites, par exemple le GPS, l'aéronef 11 comprenant un récepteur traitant les signaux reçus des satellites pour déterminer sa position.

Dans une quatrième étape 424b, les coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) dans le repère $R_{géogra}(\lambda, \phi, h)$ sont converties en coordonnées (X_M, Y_M, Z_M)

20 dans le repère $R_{géocart}$. L'aéronef 11 a pour coordonnées dans le repère

$R_{géocart}$:

$$\begin{cases} X_M = (v(\phi_M) + h_M) \cos \phi_M \cos \lambda_M \\ Y_M = (v(\phi_M) + h_M) \cos \phi_M \sin \lambda_M \\ Z_M = \left[(b^2/a^2)v(\phi_M) + h_M \right] \sin \phi_M = \left[(1 - e^2)v(\phi_M) + h_M \right] \sin \phi_M \end{cases} \quad (12)$$

Dans une cinquième étape 425b, la distance ρ est calculée à partir des coordonnées (X_{AZ}, Y_{AZ}, Z_{AZ}) et (X_M, Y_M, Z_M) par la relation suivante :

$$5 \quad \rho = \sqrt{(X_M - X_{AZ})^2 + (Y_M - Y_{AZ})^2 + (Z_M - Z_{AZ})^2} \quad (13)$$

A noter que les étapes 421b et 422b peuvent être effectuées avant, après ou simultanément aux étapes 423b et 424b.

Ce deuxième mode de réalisation présente l'avantage de ne pas utiliser de mesure d'angle d'azimut pour le calcul de la distance ρ entre le point de référence $P_{\text{réf}}$ et l'aéronef 11. Il en résulte une plus grande précision du calcul de la distance ρ et par conséquent du calcul de la position de l'aéronef 11.

Le procédé décrit ci-dessus peut notamment être appliqué par un dispositif embarqué à bord d'un aéronef 11. Ce dispositif est par exemple un récepteur multimode de bord, communément appelé "multimode receiver" et abrégé par "MMR". Un récepteur multimode de bord a pour fonction de guider avec précision l'aéronef 11 pendant une phase d'approche finale et d'atterrissage. Il peut notamment indiquer à un pilote de l'aéronef 11 qu'il s'écarte de la trajectoire optimale de descente. Le MMR peut normalement opérer en modes ILS, VOR, MLS et GPS différentiel, "VOR" étant l'acronyme de "Very high frequency Omnidirectional Range". En modes ILS, VOR et MLS, le MMR reçoit un signal radiofréquence d'une antenne ILS, d'une antenne VOR ou des antennes MLS, selon le cas. Le signal radiofréquence est décodé et les déviations de l'aéronef 11 par rapport à la trajectoire optimale de descente sont calculées et transmises à un système de gestion de vol de l'aéronef 11.

Selon l'invention, le MMR est utilisé en mode MLS. Le MMR comprend des moyens d'acquisition de signaux radiofréquences recevant les signaux de guidage des faisceaux battants 9 et 10, des moyens de traitement des signaux radiofréquences et des moyens pour déterminer la position de l'aéronef 11 par rapport au point de référence $P_{\text{réf}}$ selon le procédé décrit ci-dessus. Le MMR peut également comprendre un récepteur

de système de positionnement par satellites, par exemple un récepteur GPS. Selon une autre forme de réalisation, le récepteur GPS peut également être externe au MMR, une interface entre le MMR et le récepteur GPS étant par exemple réalisée au moyen d'un bus série, par exemple un bus ARINC.

- 5 Dans une forme particulière de réalisation, le MMR comprend des moyens pour déterminer l'angle d'azimut virtuel θ_v à partir de la position de l'aéronef 11. Le bus ARINC peut être utilisé pour échanger des données entre le MMR et un système de gestion de vol de l'aéronef 11. En particulier, la position de l'aéronef 11, l'angle d'azimut virtuel θ_v , l'angle de site φ et/ou la distance ρ
- 10 peuvent être transmis à un pilote automatique de l'aéronef 11.

ANNEXE

Cette annexe présente la problématique de calcul de la position d'un aéronef et un algorithme simplifié permettant ce calcul inspiré de la norme DO-198.

5

Présentation du problème et formalisation géométrique

La fonction MLS-cc est utilisée pour des atterrissages sur des pistes équipées de stations MLS situées dans des positions non optimales (déport de la station azimuth ou station azimuth d'une autre piste d'atterrissage).

10

La connaissance de l'angle d'azimut et de l'angle de site obtenus à partir des informations transmises par les stations MLS mais aussi de la distance par rapport à un point au sol (utilisation d'un DME ou d'un GPS) permet de calculer la position de l'aéronef, la position des stations les unes par rapport aux autres étant connue.

15

On définit les notations suivantes dans un repère cartésien direct :

- (x_M, y_M, z_M) : coordonnées de l'aéronef,
- (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) : coordonnées de l'antenne azimuth,
- (x_S, y_S, z_S) : coordonnées de l'antenne site,
- (x_D, y_D, z_D) : coordonnées du DME ou du point de référence

20

$P_{\text{réf}}$,

- ρ : distance entre l'aéronef et le DME ou le point de référence,
- θ : angle d'azimut, en radians,
- ϕ : angle de site, en radians.

25

L'angle ϕ correspond à l'angle entre l'aéronef et l'axe de piste et non à l'angle entre l'aéronef et le plan de descente tel que mesuré en MLS. Une correction, consistant à ajouter la pente, est donc nécessaire pour obtenir ϕ à partir de la donnée fournie par le MLS.

30

Il est possible de calculer ρ , θ et ϕ à partir des relations suivantes :

$$\rho = \sqrt{(x_M - x_D)^2 + (y_M - y_D)^2 + (z_M - z_D)^2} \quad (0.1)$$

$$\theta = \arctan \left[-\frac{y_M - y_{AZ}}{\sqrt{(x_M - x_{AZ})^2 + (z_M - z_{AZ})^2}} \right] \quad (0.2)$$

$$\phi = \arctan \left[\frac{z_M - z_S}{\sqrt{(x_M - x_S)^2 + (y_M - y_S)^2}} \right] \quad (0.3)$$

Les équations ci-dessus sont équivalentes à :

$$5 \quad x_M = x_D + \sqrt{\rho^2 - (y_M - y_D)^2 - (z_M - z_D)^2} \quad \text{avec } x_M > x_D \quad (1.1)$$

$$y_M = y_{AZ} - \tan \theta \sqrt{(x_M - x_{AZ})^2 + (z_M - z_{AZ})^2} \quad (1.2)$$

$$z_M = z_S + \tan \phi \sqrt{(x_M - x_S)^2 + (y_M - y_S)^2} \quad (1.3)$$

- La résolution du système d'équations non linéaires (1.1) à (1.3) est complexe et nécessite l'utilisation d'un algorithme itératif, par exemple défini dans la norme DO-226. Toutefois, dans certains cas de figure, le problème peut être simplifié. Pour cela, il faut des caractéristiques précises de géométrie au sol. Selon ces caractéristiques, l'une des deux antennes des stations MLS et le point de référence sont situés au même endroit et les antennes site et azimuth sont situées dans un même plan horizontal.

Simplification du problème et hypothèses nécessaires

- L'origine du repère cartésien est fixée au point où se trouve l'antenne azimuth. On a donc $(x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) = (0, 0, 0)$. La distance entre l'aéronef et la station azimuth est déterminée par les coordonnées (x_M, y_M, z_M) de l'aéronef obtenues par un récepteur de système de positionnement par satellites à bord de l'aéronef et les coordonnées (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) de l'antenne azimuth transmises par la station site ou la station azimuth dans les mots auxiliaires B40 et B41.

25

- Pour la suite de la description, on considérera que l'antenne azimuth et le point de référence sont situés au même endroit. On obtiendrait cependant des résultats similaires en considérant que l'antenne site et le point de référence sont situés au même endroit. On a donc $(x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) = (x_D, y_D, z_D)$. A partir des équations (1.1) à (1.3), on peut écrire :

30

$$x_M^2 = \rho^2 - y_M^2 - z_M^2 \quad (2.1)$$

$$y_M = -\tan \theta \sqrt{x_M^2 + z_M^2} \quad (2.2)$$

$$z_M = z_S + \tan \phi \sqrt{(x_M - x_S)^2 + (y_M - y_S)^2} \quad (2.3)$$

5 La combinaison de (2.1) et (2.2) donne :

$$y_M = \rho \sin \theta \quad (2.4)$$

La coordonnée y_M de l'aéronef est donc facilement calculable à partir de la seule connaissance de ρ et θ .

Du fait que les antennes site et azimuth sont situées dans le même plan horizontal, on a $z_S = 0$. La combinaison des équations (2.1) et (2.3) donne :

$$x_M^2 - 2x_M x_S \sin^2 \phi + \sin^2 \phi (d^2 + y_M^2 - 2y_M y_S) - \rho^2 \cos^2 \theta \cos^2 \phi = 0 \quad (2.5)$$

où d désigne la distance entre l'antenne site et l'antenne azimuth, soit :

$$15 \quad d = \sqrt{x_S^2 + y_S^2}$$

Trouver la coordonnée x_M de l'aéronef se réduit donc à résoudre une équation du second degré (2.5) où $a = 1$, $b = -2x_S \sin^2 \phi$ et $c = \sin^2 \phi (d^2 + y_M^2 - 2y_M y_S) - \rho^2 \cos^2 \theta \cos^2 \phi$.

20 Le déterminant est :

$$\Delta = 4x_S^2 \sin^4 \phi - 4[\sin^2 \phi (d^2 + y_M^2 - 2y_M y_S) - \rho^2 \cos^2 \theta \cos^2 \phi]$$

La résolution de cette équation aboutit à des solutions multiples puisque les solutions sont de la forme :

$$x_M = -x_S \sin^2 \phi \pm \frac{\sqrt{\Delta}}{2} \quad (2.6)$$

25 La première solution, $x_M = -x_S \sin^2 \phi - \frac{\sqrt{\Delta}}{2}$, est toujours négative, la coordonnée x_S étant toujours positive. Cette solution correspond à une situation où l'aéronef est situé derrière l'antenne azimuth, c'est-à-dire en dehors du secteur couvert par le balayage des stations site et azimuth. Cette solution n'est donc pas possible.

30 La seconde solution, $x_M = -x_S \sin^2 \phi + \frac{\sqrt{\Delta}}{2}$, correspond à une situation où l'aéronef est situé devant l'antenne azimuth. C'est la solution à considérer dans le cas d'un aéronef effectuant une approche axiale calculée.

La coordonnée z_M de l'aéronef peut alors être déterminée par l'équation (2.1), soit :

$$z_M = \pm \sqrt{\rho^2 - y_M^2 - x_M^2}$$

La première solution, $z_M = -\sqrt{\rho^2 - y_M^2 - x_M^2}$, correspond à une position de l'aéronef en dessous de l'antenne azimuth. Cette solution n'est donc pas possible.

La deuxième solution, $z_M = +\sqrt{\rho^2 - y_M^2 - x_M^2}$, correspond à une position de l'aéronef au dessus de l'antenne azimuth. C'est la solution à considérer.

Il est donc toujours possible de déterminer la position de l'aéronef par les relations suivantes :

$$\begin{cases} x_M = -x_s \sin^2 \phi + \frac{\sqrt{\Delta}}{2} \\ y_M = \rho \sin \theta \\ z_M = +\sqrt{\rho^2 - y_M^2 - x_M^2} \end{cases}$$

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour l'aide à l'approche et à l'atterrissage d'aéronef (11) utilisant un système de positionnement par satellites et un système MLS dans le cadre d'une approche axiale calculée, le système MLS comportant une piste d'atterrissage (1), une station site (4) et une station azimuth (5),

5 la piste d'atterrissage (1) définissant un repère cartésien direct (R_c) comprenant comme axes un axe longitudinal de la piste d'atterrissage (1), appelé premier axe (x), un axe transversal de la piste d'atterrissage (1) passant par la station site (4), appelé deuxième axe (y) et un axe perpendiculaire aux premier et deuxième axes, appelé troisième axe (z), un
10 point d'intersection entre le premier axe (x) et le deuxième axe (y) définissant le centre du repère (R_c), appelé point de piste (MLS datum point 6),

la station site (4) comprenant une antenne site (7) et la station azimuth (5) comprenant une antenne azimuth (8), chaque antenne comprenant
15 un centre de phase, les centres de phase des antennes site (7) et azimuth (8) étant situés dans un plan parallèle à un plan (x, y) à une distance dz du point de piste (MLS datum point 6) selon le troisième axe (z), caractérisé en ce qu'il comporte les étapes suivantes :

(41) créer un point de référence ($P_{réf}$) de mêmes coordonnées que
20 celles du centre de phase de l'antenne azimuth (8) et/ou de l'antenne site (7),

(42) déterminer une distance ρ entre le point de référence ($P_{réf}$) et l'aéronef (11) par le système de positionnement par satellites,

(43) déterminer un angle d'azimut (θ_R) entre une droite passant par le centre de phase de l'antenne azimuth (8) et l'aéronef (11) et un plan
25 parallèle à un plan (x, z) passant par le centre de phase de l'antenne azimuth (8),

(44) déterminer un angle de site (φ) entre une droite passant par le centre de phase de l'antenne azimuth (8) et l'aéronef (11) et le plan parallèle au plan (x, y) passant les centres de phase des antennes site (7) et
30 azimuth (8),

(45) déterminer, à partir de la distance ρ entre le point de référence ($P_{réf}$) et l'aéronef (11), de l'angle d'azimut et de l'angle de site, la position de l'aéronef (11) par rapport au point de référence ($P_{réf}$).

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que la détermination de la distance ρ entre le point de référence ($P_{\text{réf}}$) et l'aéronef (11) comprend les étapes suivantes :

- créer, dans le repère R_c , un point intermédiaire (A) de mêmes
- 5 coordonnées (λ_A, ϕ_A, h_A) que les coordonnées $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ du point de piste (MLS datum point 6) suivant le premier axe (x) et le deuxième axe (y) et de même coordonnée que le point de référence ($P_{\text{réf}}$) suivant le troisième axe (z),
- déterminer une distance d_{MLS} entre le point intermédiaire (A) et
- 10 l'aéronef (11),
- déterminer un angle d'azimut $\theta_{\text{réf}}$ entre le plan (x, z) et une droite passant par le point de référence ($P_{\text{réf}}$) et l'aéronef,
- déterminer une distance dy entre le point de piste (MLS datum point 6) et le point de référence ($P_{\text{réf}}$) suivant le deuxième axe (y),
- 15 calculer la distance ρ entre le point de référence ($P_{\text{réf}}$) et l'aéronef (11) par la relation $\rho = \sqrt{d_{MLS}^2 - (dy \cdot \cos \theta_{\text{réf}})^2} + dy \cdot \sin \theta_{\text{réf}}$.

3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que la détermination de la distance d_{MLS} entre le point intermédiaire (A) et l'aéronef

- 20 (11) comprend les étapes suivantes :
- déterminer des coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) de l'aéronef (11),
- déterminer des coordonnées $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ du point de piste (MLS datum point 6),
- déterminer des coordonnées (λ_A, ϕ_A, h_A) du point intermédiaire (A)
- 25 à partir des coordonnées $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ du point de piste (MLS datum point 6),
- calculer la distance d_{MLS} entre le point intermédiaire (A) et l'aéronef (11) à partir des coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) de l'aéronef (11) et celles (λ_A, ϕ_A, h_A) du point intermédiaire (A).

30

4. Procédé selon la revendication 3, caractérisé en ce que les coordonnées $(\lambda_{MLS}, \phi_{MLS}, h_{MLS})$ du point de piste (MLS datum point 6) sont déterminées à partir de signaux émis par la station site (4) ou la station azimut (5).

35

5. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que la détermination de la distance ρ entre le point de référence ($P_{\text{réf}}$) et l'aéronef (11) comprend les étapes suivantes :

- déterminer, dans le premier repère R_c , les coordonnées
- 5 (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) du point de référence ($P_{\text{réf}}$),
convertir les coordonnées (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) du point de référence ($P_{\text{réf}}$) du premier repère R_c dans un deuxième repère, appelé repère géocartésien $R_{\text{géocart}}$,
- 10 $R_{\text{géogra}}$, des coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) de l'aéronef (11),
convertir les coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) de l'aéronef (11) du troisième repère $R_{\text{géogra}}$ dans le deuxième repère $R_{\text{géocart}}$,
- calculer la distance ρ entre le point de référence ($P_{\text{réf}}$) et l'aéronef (11) par les coordonnées $((X_{AZ}, Y_{AZ}, Z_{AZ})$ et $(X_M, Y_M, Z_M))$ du point de
- 15 référence ($P_{\text{réf}}$) et de l'aéronef (11) dans le deuxième repère $R_{\text{géocart}}$.

6. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce que les coordonnées (x_{AZ}, y_{AZ}, z_{AZ}) du point de référence ($P_{\text{réf}}$) dans le premier repère R_c sont déterminées par des données provenant de signaux émis par

20 le MLS.

7. Procédé selon l'une des revendications 3 à 6, caractérisé en ce que les coordonnées (λ_M, ϕ_M, h_M) de l'aéronef (11) sont déterminées par un système de positionnement global (GPS).

25

8. Récepteur multimode pouvant équiper un aéronef (11) pour l'aide à l'approche et à l'atterrissage à approche axiale calculée comportant des moyens d'acquisition de signaux radiofréquences et des moyens de traitement des signaux radiofréquences, caractérisé en ce qu'il comprend, en

30 outre, des moyens pour déterminer une position d'un aéronef (11) par le procédé selon l'une des revendications précédentes.

9. Récepteur multimode selon la revendication 8, caractérisé en ce que le récepteur multimode comprend un récepteur de système de

35 positionnement par satellites.

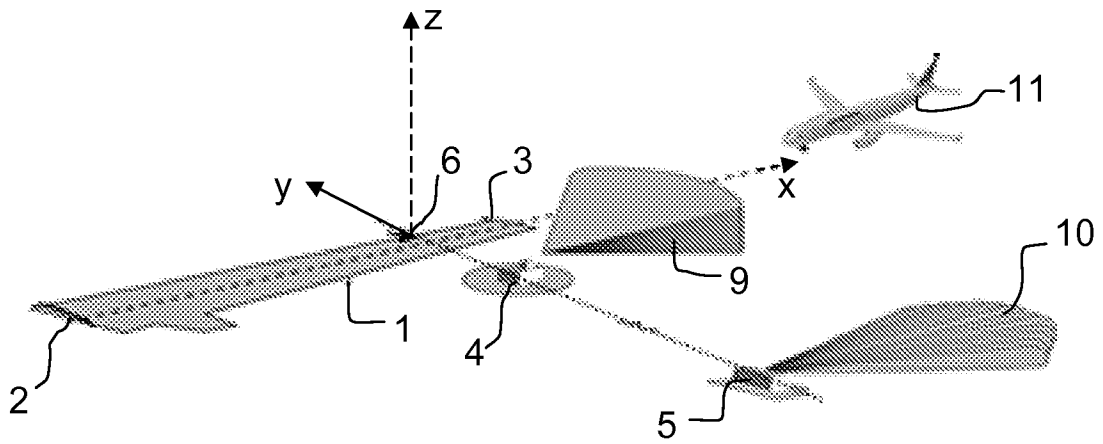


FIG. 1

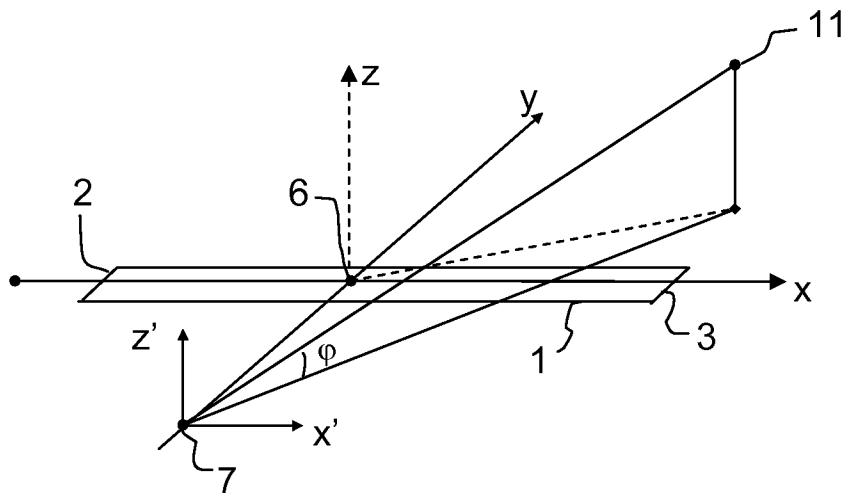


FIG. 2

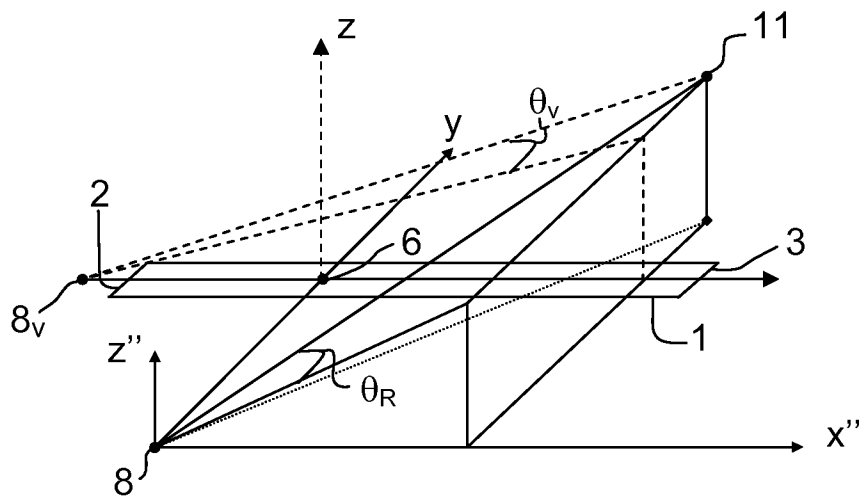


FIG. 3

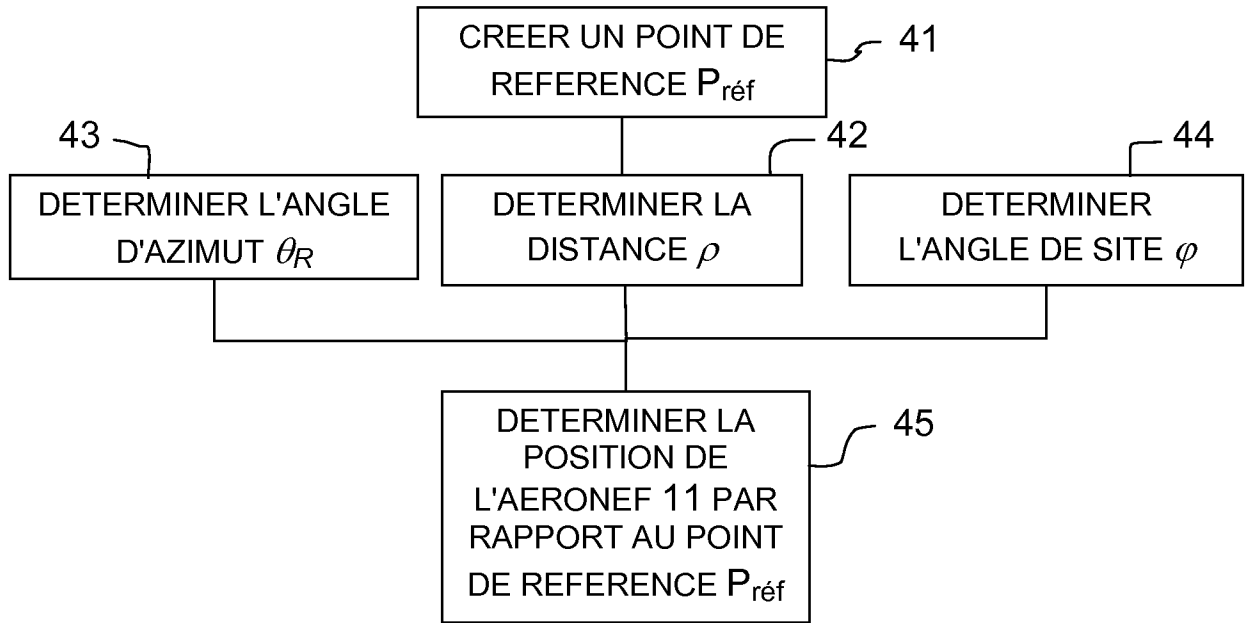


FIG.4

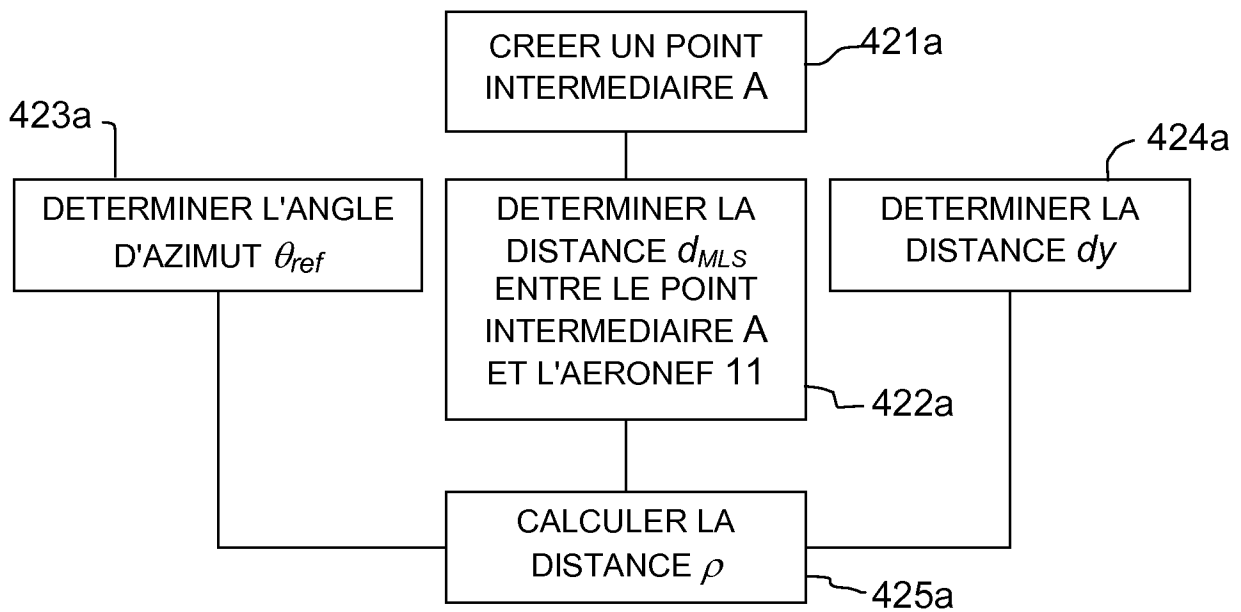


FIG.5

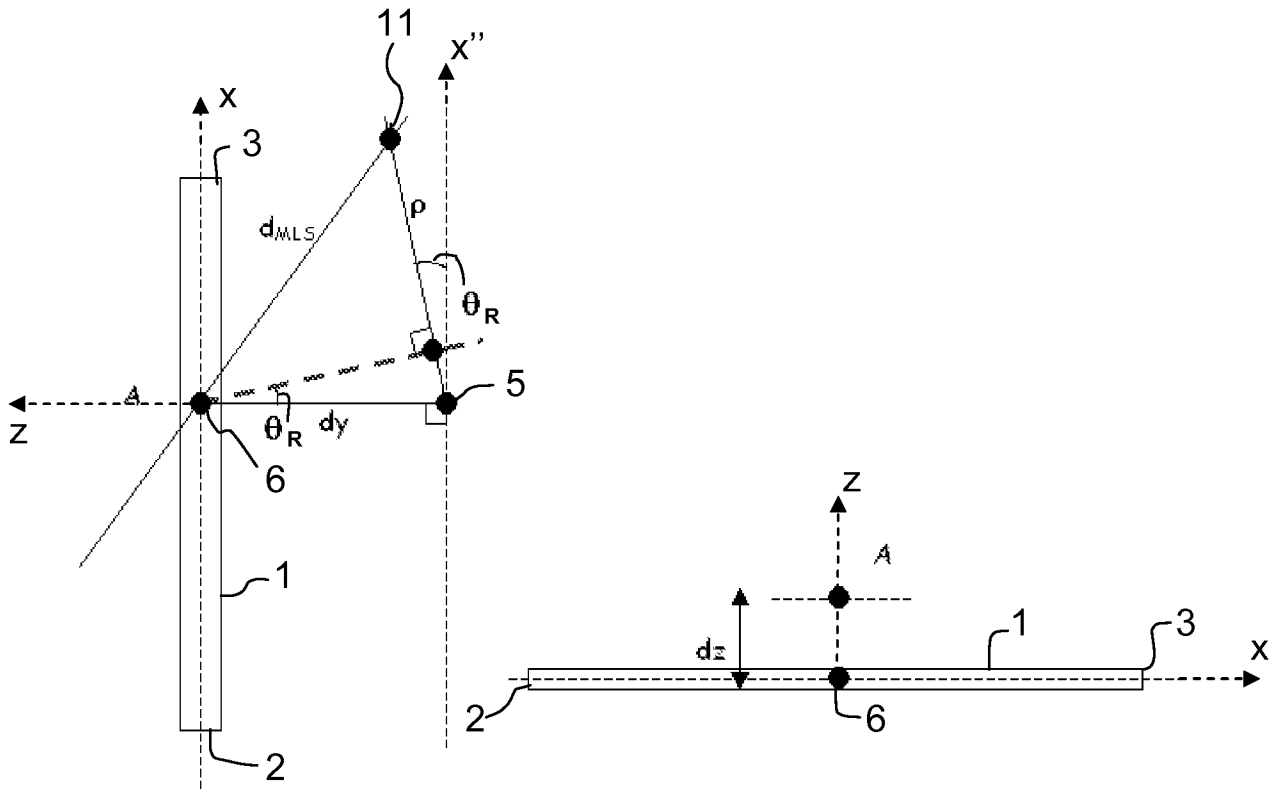


FIG.6

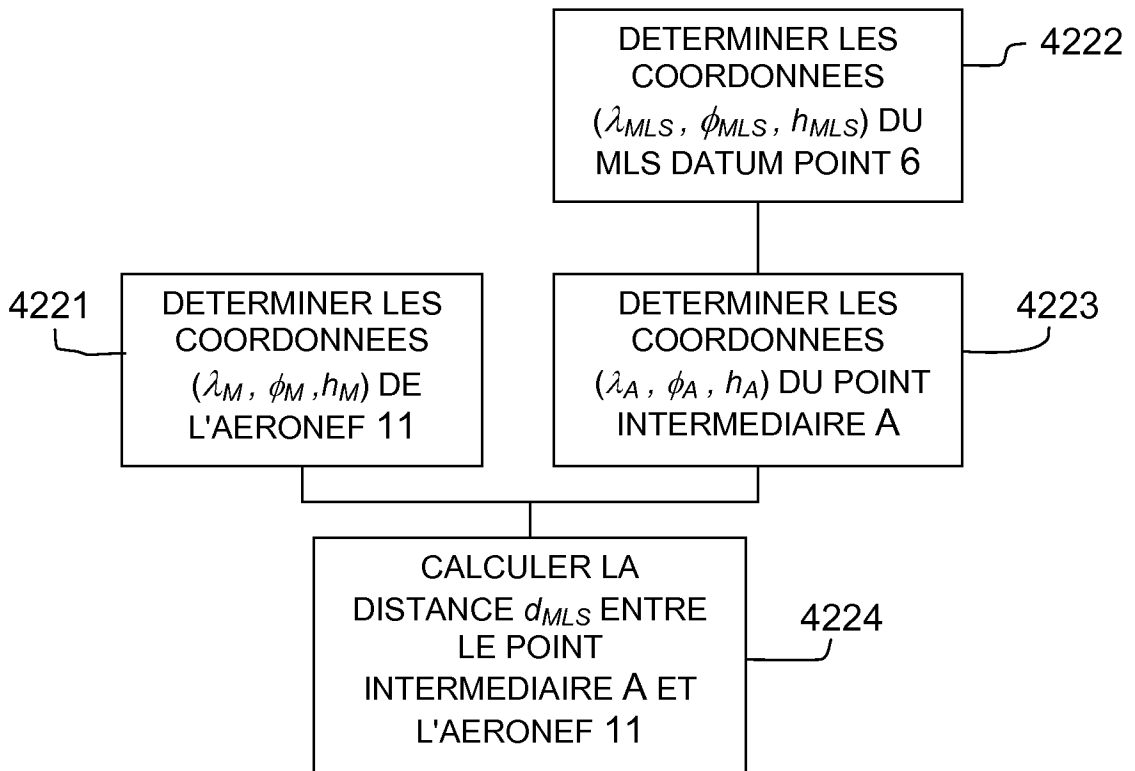


FIG.7

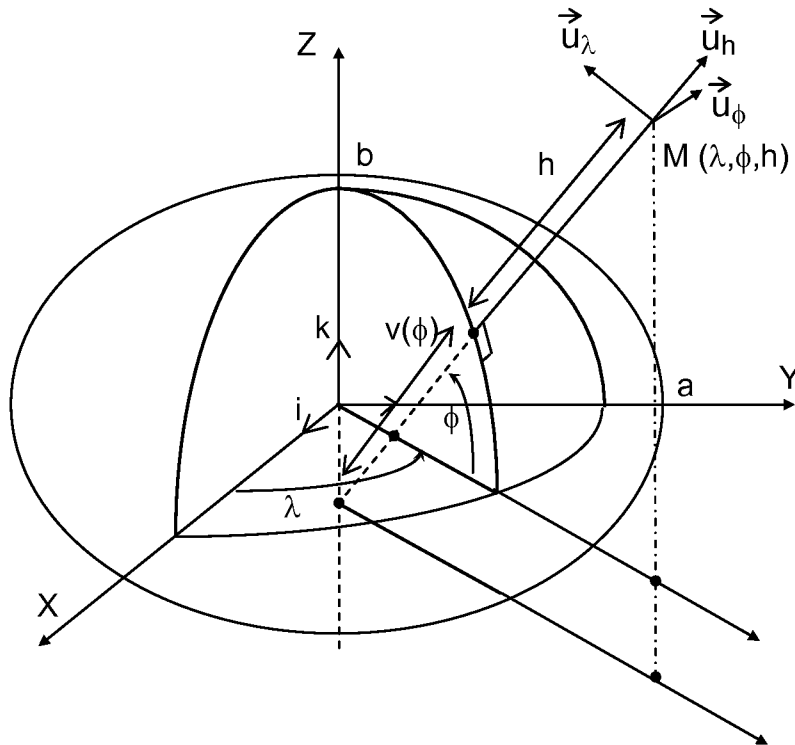


FIG.8

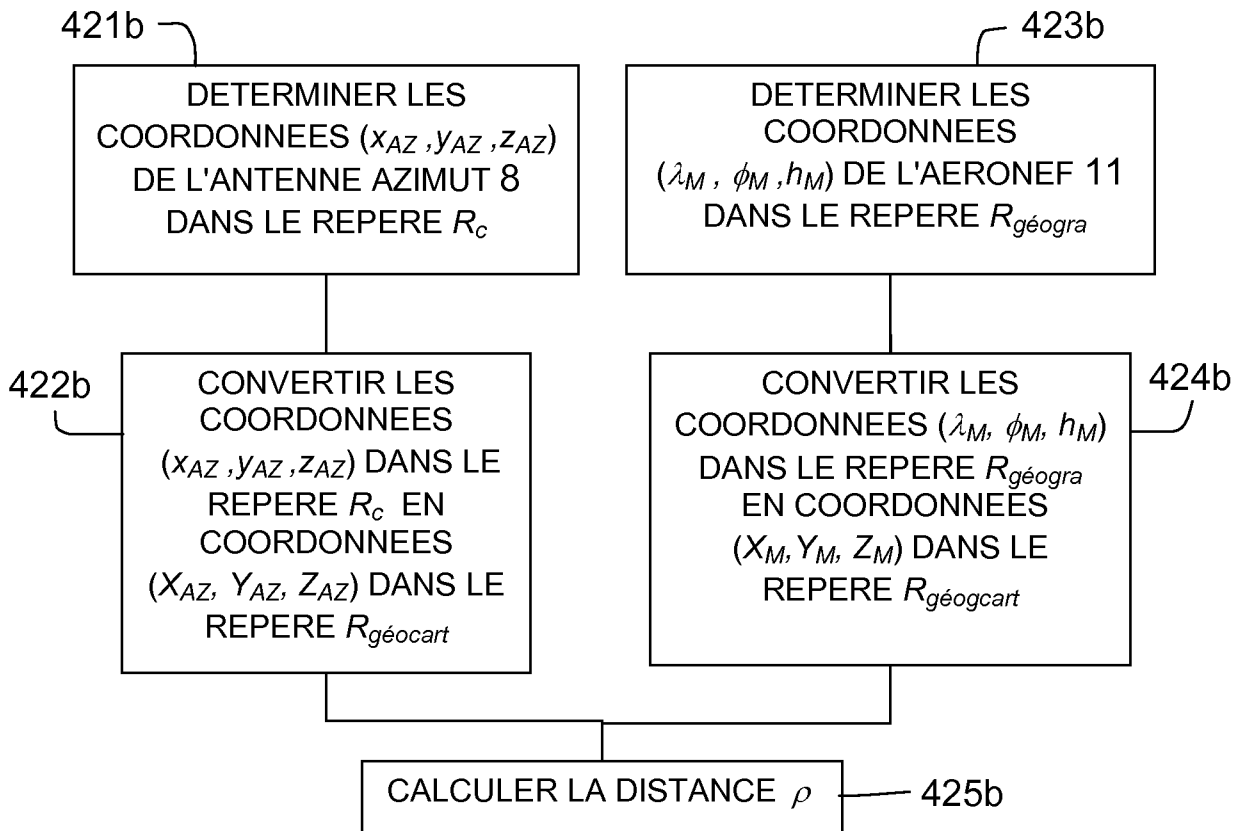


FIG.9

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2008/068084

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. G05D1/10 G01C21/16 G01S1/56 G01S5/14 G08G5/02

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
G05D G01C G01S G08G

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal, INSPEC, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	POWELL F D: "A rotated-coordinate Gaussian position reconstruction algorithm for the microwave landing system" Navigation. Journal of the Institute of Navigation USA, vol. 37, no. 3, November 1990 (1990-11), pages 273-283, XP009104065 USA ISSN: 0028-1522 pages 273-274 pages 276-279	1,8,9
Y	----- EP 0 793 116 A (NIPPON ELECTRIC CO [JP]) 3 September 1997 (1997-09-03) column 1, lines 12-59; figure 1 ----- -/--	1,8,9

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

- *A* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- *E* earlier document but published on or after the international filing date
- *L* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- *O* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- *P* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- *T* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- *X* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- *Y* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
- *Z* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

7 avril 2009

Date of mailing of the international search report

17/04/2009

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Schriefl, Josef

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2008/068084

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	<p>JP 02 287900 A (JAPAN RADIO CO LTD) 27 November 1990 (1990-11-27) abstract</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1,8,9
Y	<p>D. VAN WILLIGEN ET AL.: "Radio Navigation - Air traffic systems"[Online] 26 September 2006 (2006-09-26), pages 51-64, XP002490240 Faculty Electrical Engineering, Mathematics and Computer Science, Delft University of Technology Retrieved from the Internet: URL:http://www.pn.ewi.tudelft.nl/education/et4-022/notes/ [retrieved on 2008-07-29] pages 60-64; figures 7-16</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1,8,9
Y	<p>HALL, JOHN W., HATZIS, PATRICIA M., POWELL, FREDERIC D.: "Examination of RTCA/DO-198 Position Reconstruction Algorithms for Area Navigation with the Microwave Landing System" DEFENSE TECHNICAL INFORMATION CENTER OAI-PMH REPOSITORY, June 1990 (1990-06), pages 1-47, XP009104064 US pages 3,4,6</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1,8,9
A	<p>EP 1 589 351 A (AIRBUS FRANCE [FR]) 26 October 2005 (2005-10-26) paragraphs [0003] - [0015]</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-9

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2008/068084

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 0793116	A	03-09-1997	JP 2743905 B2 28-04-1998
			JP 9230026 A 05-09-1997
			US 5825021 A 20-10-1998

JP 2287900	A	27-11-1990	NONE

EP 1589351	A	26-10-2005	CA 2502618 A1 22-10-2005
			FR 2869419 A1 28-10-2005
			US 2005237235 A1 27-10-2005

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/EP2008/068084

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. G05D1/10 G01C21/16 G01S1/56 G01S5/14 G08G5/02

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
G05D G01C G01S G08G

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal, INSPEC, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	POWELL F D: "A rotated-coordinate Gaussian position reconstruction algorithm for the microwave landing system" Navigation. Journal of the Institute of Navigation USA, vol. 37, no. 3, novembre 1990 (1990-11), pages 273-283, XP009104065 USA ISSN: 0028-1522 pages 273-274 pages 276-279	1,8,9
Y	EP 0 793 116 A (NIPPON ELECTRIC CO [JP]) 3 septembre 1997 (1997-09-03) colonne 1, ligne 12-59; figure 1 ----- -/--	1,8,9

Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

- *A* document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
- *E* document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date
- *L* document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
- *O* document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
- *P* document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

T document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

- *X* document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément
- *Y* document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier
- *Z* document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

7 avril 2009

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

17/04/2009

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Schriefl, Josef

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/EP2008/068084

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	<p>JP 02 287900 A (JAPAN RADIO CO LTD) 27 novembre 1990 (1990-11-27) abrégé</p>	1,8,9
Y	<p>----- D. VAN WILLIGEN ET AL.: "Radio Navigation - Air traffic systems"[Online] 26 septembre 2006 (2006-09-26), pages 51-64, XP002490240 Faculty Electrical Engineering, Mathematics and Computer Science, Delft University of Technology Extrait de l'Internet: URL: http://www.pn.ewi.tudelft.nl/education/et4-022/notes/ [extrait le 2008-07-29] pages 60-64; figures 7-16</p>	1,8,9
Y	<p>----- HALL, JOHN W., HATZIS, PATRICIA M., POWELL, FREDERIC D.: "Examination of RTCA/DO-198 Position Reconstruction Algorithms for Area Navigation with the Microwave Landing System" DEFENSE TECHNICAL INFORMATION CENTER OAI-PMH REPOSITORY, juin 1990 (1990-06), pages 1-47, XP009104064 US pages 3,4,6</p>	1,8,9
A	<p>----- EP 1 589 351 A (AIRBUS FRANCE [FR]) 26 octobre 2005 (2005-10-26) alinéas [0003] - [0015] -----</p>	1-9

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2008/068084

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)		Date de publication
EP 0793116	A	03-09-1997	JP	2743905 B2	28-04-1998
			JP	9230026 A	05-09-1997
			US	5825021 A	20-10-1998

JP 2287900	A	27-11-1990	AUCUN		

EP 1589351	A	26-10-2005	CA	2502618 A1	22-10-2005
			FR	2869419 A1	28-10-2005
			US	2005237235 A1	27-10-2005
