

(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
29 novembre 2007 (29.11.2007)

PCT

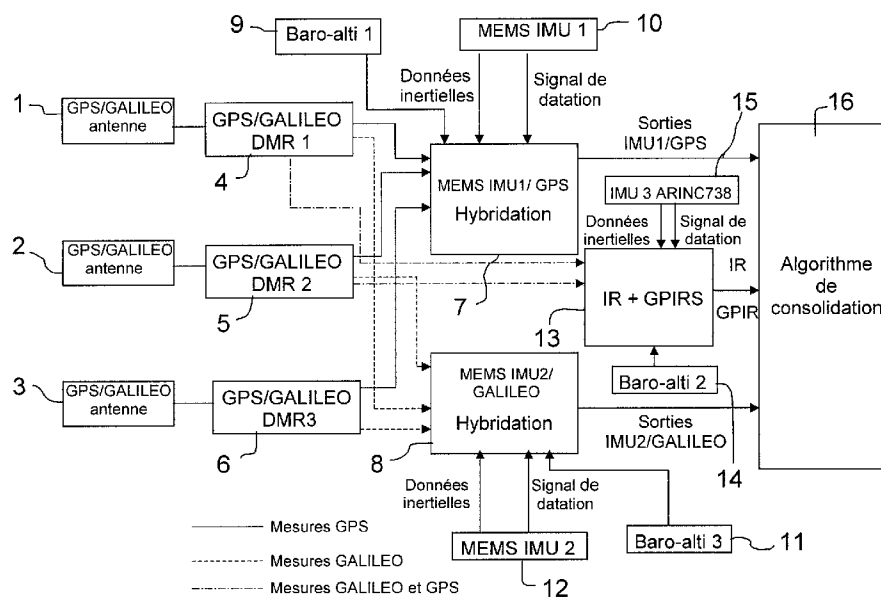
(10) Numéro de publication internationale
WO 2007/135115 A1

- (51) Classification internationale des brevets :
G01S 5/14 (2006.01) *G01C 21/16* (2006.01) [FR/FR]; 4, allée du Gaulois, F-26320 Saint Marcel Les Valence (FR).
- (21) Numéro de la demande internationale : PCT/EP2007/054858
- (74) Mandataires : CHAVERNEFF, Vladimir etc.; MARKS & CLERK France, Conseils en Propriété Industrielle, 31-33, avenue Aristide Briand, F-94117 Arcueil Cedex (FR).
- (22) Date de dépôt international : 21 mai 2007 (21.05.2007)
- (25) Langue de dépôt : français
- (81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, 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, 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, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :
06 04508 19 mai 2006 (19.05.2006) FR
- (84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW).
- (71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : THALES [FR/FR]; 45 rue de Villiers, F-92200 Neuilly Sur Seine (FR).
- (72) Inventeurs; et
- (75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : COATANTIEC, Jacques [FR/FR]; 7, rue des Bouviers, F-26120 Fauconnieres (FR). DUSSURGEY, Charles

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: AIR NAVIGATION DEVICE WITH INERTIAL SENSOR UNITS, RADIO NAVIGATION RECEIVERS, AND AIR NAVIGATION TECHNIQUE USING SUCH ELEMENTS

(54) Titre : DISPOSITIF DE NAVIGATION AERIENNE A CAPTEURS INERTIELS ET RECEPTEURS DE RADIONAVIGATION ET PROCEDE DE NAVIGATION AERIENNE UTILISANT DE TELS ELEMENTS



(57) Abstract: The present invention relates to an air navigation device with inertial sensor units and three-measuring-channel radio navigation receivers. It is characterised in that in two (10,12) of the three channels the inertial measuring units are "low performance" type MEMS with approximately 1°/h to 10°/h class gyro, the third channel comprising an inertial measuring unit (15) performing in compliance with standard ARINC 738.

[Suite sur la page suivante]

WO 2007/135115 A1



GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, 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, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

Publiée :

- avec rapport de recherche internationale
- avec revendications modifiées

(57) Abrégé : La présente invention est relative à un dispositif de navigation aérienne à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation à trois voies de mesure, et elle est caractérisée en ce que dans deux (10, 12) des trois voies, les unités de mesure inertielle sont à MEMS de type \leq basses performances \geq à gyromètres de classe $1^\circ/h$ à $10^\circ/h$ environ, la troisième voie comportant une unité de mesure inertielle (15) ayant des performances conformes à la norme ARINC 738.

**DISPOSITIF DE NAVIGATION AERIENNE A CAPTEURS INERTIELS ET
RECEPTEURS DE RADIONAVIGATION ET PROCEDE DE NAVIGATION
AERIENNE UTILISANT DE TELS ELEMENTS**

La présente invention se rapporte à un dispositif de navigation aérienne à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation, ainsi qu'à un procédé de navigation aérienne utilisant de tels éléments.

On connaît d'après le brevet européen 1 326 153 un appareil de navigation
5 aérienne comportant essentiellement un système de navigation primaire dont les capteurs inertiels sont à base de capteurs micro-usinés (couramment dénommés MEMS) et dont le dispositif de positionnement est un récepteur GPS, et un système de navigation de secours à gyrolaser.

Pour pouvoir effectuer une navigation autonome, c'est à dire utilisant
10 uniquement les informations de capteur inertiels, en particulier pour des vols long-courriers, il est nécessaire que les gyromètres utilisés aient une dérive inférieure à $0,01^\circ$ /heure. Cette classe de performance est également nécessaire pour obtenir la précision requise sur le cap. Or, les capteurs MEMS actuels sont loin d'offrir de telles performances (elles sont typiquement de l'ordre de $0,1^\circ$ /heure à 1° /h). Les
15 capteurs inertiels classiques pouvant obtenir de telles performances sont très onéreux, lourds et encombrants et leur MTBF (temps moyen entre deux pannes) est relativement réduit (typiquement 35.000 heures, pour les gyrolasers . Les gyromètres FOG à fibres optiques améliorent notablement cet aspect des choses mais restent très onéreux.

20 La présente invention a pour objet un dispositif de navigation aérienne du type à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation qui soit le moins onéreux possible, tout en permettant d'obtenir la précision requise sur le cap et dont les capteurs inertiels présentent un MTBF plus élevé que celui des capteurs classiques et puissent être disposés dans les emplacements les plus favorables à leur
25 fonctionnement dans le mobile qu'ils équipent.

La présente invention a également pour objet un procédé de navigation aérienne permettant de mettre en œuvre un dispositif qui soit le moins onéreux possible.

Le dispositif de navigation aérienne à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation conforme à l'invention est caractérisé en ce que dans deux des trois voies, les unités de mesure inertielle sont à MEMS de type « basses performances » à gyromètres de classe $1^\circ/\text{h}$ à $10^\circ/\text{h}$ environ, la troisième voie comportant une unité
5 de mesure inertielle ayant des performances conformes à la norme ARINC 738.

Selon un mode de réalisation préféré, ses récepteurs de radionavigation sont des récepteurs multi-constellations et leurs sorties sont reliées à des dispositifs d'hybridation qui sont également reliés à des capteurs inertiels.

Le procédé de l'invention est caractérisé en ce qu'il consiste à recevoir les
10 signaux de radionavigation d'au moins deux constellations différentes de satellites de positionnement et à les hybrider avec les données provenant de capteurs inertiels à « basses performances » (à gyromètres de classe $1^\circ/\text{h}$ à $10^\circ/\text{h}$ environ).

La présente invention sera mieux comprise à la lecture de la description détaillée d'un mode de réalisation, pris à titre d'exemple non limitatif et illustré par
15 le dessin annexé, sur lequel :

- les figures 1 et 2 sont respectivement des blocs-diagrammes simplifiés d'un premier mode de réalisation d'un dispositif de navigation conforme à l'invention et d'une variante de ce premier mode de réalisation,
- 20 - les figures 3 et 4 sont des blocs-diagrammes simplifiés d'un deuxième mode de réalisation d'un dispositif de navigation conforme à l'invention et d'une variante de ce deuxième mode de réalisation, respectivement,
- la figure 5 est un bloc-diagramme d'un exemple d'implantation d'une
25 partie des éléments du dispositif de l'invention dans un rack avionique, et
- la figure 6 est un bloc-diagramme d'une variante bi-antenne du mode de réalisation de la figure 1.

Le dispositif de la présente invention est décrit ci-dessous pour une utilisation
30 à bord d'un aéronef, mais il est bien entendu qu'il n'est pas limité à cette seule utilisation, et qu'il peut être utilisé sur d'autres mobiles.

Comme précisé en préambule, les systèmes actuels de capteurs inertiels, bien que suffisamment performants pour la navigation inertielle pure et la conservation du cap de l'aéronef pour des vols de longue durée (par exemple supérieurs à quelques heures), sont lourds, encombrants et très onéreux. Par contre, les capteurs de type MEMS ne présentent pas ces inconvénients, mais leur dérive temporelle ne permet pas de les utiliser pour effectuer une navigation inertie pure et conserver un cap avec une précision suffisante au-delà d'un laps de temps supérieur à une ou deux heures (dans le meilleur des cas).

Pour concilier ces caractéristiques contradictoires et arriver à tirer parti des qualités avantageuses des capteurs MEMS, la présente invention prévoit de combiner les données issues des MEMS avec les informations issues d'au moins deux systèmes de radio navigation. Cette combinaison consiste essentiellement à hybrider ces deux sortes de données. En effet, bien qu'il n'existe actuellement que deux constellations de satellites servant à la navigation (GPS et GLONASS, cette dernière n'étant cependant pas accessible actuellement dans ce but), il apparaîtra bientôt la constellation GALILEO, et peut-être même, plus tard, une ou plusieurs autres constellations.

La combinaison de moyens de l'invention consiste essentiellement à « hybrider », selon une technique connue en soi, les données provenant d'au moins deux récepteurs de radionavigation relatifs à des constellations de satellites différentes avec les données fournies par une unité de mesure inertielle (IMU en anglais) comportant trois accéléromètres et trois gyromètres à base de composants MEMS.

Le mode de réalisation du dispositif de navigation aérienne représenté en figure 1 comporte trois antennes bi-constellations 1 à 3 respectivement connectées chacune à un récepteur également bi-constellation (également dénommés en anglais DMR, c'est-à-dire Dual Mode Receiver), ces récepteurs étant respectivement référencés 4 à 6. On obtient ainsi, comme dans les autres modes de réalisation décrits ci-dessous, une architecture redondante « triplex » (à trois voies). Dans le présent exemple, ces constellations de satellites de positionnement sont les constellations GPS et la future GALILEO, mais il est bien entendu que l'invention n'est pas limitée

à deux constellations, et qu'elle peut utiliser plus de deux constellations, ces constellations pouvant être celles précitées et/ou d'autres constellations à condition que celles-ci soient disponibles pour une telle utilisation et fiables. Dans ce mode de réalisation, chacun des récepteurs DMR est connecté à une antenne capable de recevoir à la fois les signaux GPS et GALILEO. De préférence, chacun des récepteurs DMR est relié à une antenne différente, et les antennes sont écartées entre elles d'une distance suffisante selon l'axe de roulis de l'aéronef pour permettre l'extraction du cap de cet aéronef à l'aide d'un traitement bi-antenne connu en soi. Les récepteurs DMR sont synchronisés entre eux (à l'aide d'une base de temps commune qui permet de fournir des mesures de façon synchrone) en vue de permettre de réaliser le traitement bi-antenne en dehors du récepteur DMR, et de préférence dans le processeur effectuant les calculs d'hybridation entre les mesures des IMU à MEMS et les mesures GPS ou GALILEO. Dans cette configuration, chaque récepteur n'est relié qu'à une antenne, mais chaque dispositif d'hybridation est connecté à au moins deux récepteurs synchronisés et reçoit ainsi les informations d'au moins deux antennes.

Les sorties de mesure GPS de chacun des trois récepteurs 4 à 6 sont reliées à un premier circuit d'hybridation 7, et leurs sorties de mesure GALILEO sont reliées à un deuxième circuit d'hybridation 8. Le circuit 7 reçoit en outre les données issues d'un baro-altimètre 9 et les données inertielles et un signal de datation provenant d'une IMU 10 dont les trois accéléromètres et les trois gyromètres (non représentés) sont de type MEMS. De même, le circuit 8 reçoit en outre les données issues d'un baro-altimètre 11 et les données inertielles et un signal de datation provenant d'une IMU 12 dont les trois accéléromètres et les trois gyromètres (non représentés) sont de type MEMS. Les MEMS peuvent être de type « basses performances » à gyromètres de classe $1^\circ/\text{h}$ à $10^\circ/\text{h}$.

Les sorties de mesure GPS et GALILEO de deux des trois récepteurs 4 à 6, par exemple les récepteurs 4 et 5 sont reliées à un troisième circuit d'hybridation 13. Le circuit 13 reçoit par ailleurs les données d'un troisième baro-altimètre 14 et les données inertielles et un signal de datation d'une IMU 15. Les données fournies par chacun des baro-altimètres 9, 11 et 14 sont indépendantes des données

équivalentes des autres voies. Contrairement aux IMU 10 et 12, l'IMU 15 ne comporte pas de MEMS, mais des accéléromètres et gyromètres de la classe de ceux équipant les unités de mesure dites ADIRU civiles actuelles (les ADIRU sont des « Air Data Inertial Reference Unit » comportant une UMI, une plate-forme de calcul et une unité « Air Data ») et permettant d'atteindre des performances conformes à celles décrites dans la norme ARINC 738 grâce à une mécanisation baro-inertielle classique connue sous le nom de mécanisation de Schüler. Typiquement, l'ordre de grandeur des dérives gyrométriques est de $0,01^\circ /h$ et celui des biais accélérométriques est de $100\mu g$, mais il est bien entendu que ces performances peuvent être meilleures. Si le taux de pannes affectant l'UMI 15 n'est pas suffisamment faible pour atteindre le taux de disponibilité requis il pourra être nécessaire de rajouter dans l'architecture avion une seconde UMI du même type. Cet ajout ne change pas le principe de l'invention.

Les mesures fournies par les trois circuits d'hybridation sont ensuite consolidées par un dispositif de consolidation 16, mettant en œuvre un algorithme de consolidation connu en soi.

Le dispositif décrit ci-dessus est capable de fonctionner aussi bien avec des UMI à MEMS dites « à basses performances » (équipées de gyromètres de classe $1^\circ/h$ à $10^\circ/h$) qu'avec des UMI à MEMS dites « à hautes performances » (de classe meilleure que $0,1^\circ/h$), et ce, grâce à l'hybridation des données inertielles avec des données de radionavigation provenant d'au moins deux constellations satellitaires différentes.

Selon une variante du dispositif de la figure 1, l'UMI 15 de type ARINC 738 est remplacée par une ADIRU ou deux ADIRU (si le taux de pannes affectant une ADIRU est trop élevé)

Dans les autres modes de réalisation décrits ci-dessous, les mêmes éléments sont affectés des mêmes références numériques.

Le mode de réalisation de la figure 2, qui est une variante de celui de la figure 1, diffère de ce dernier en ce que les deux premiers circuits d'hybridation 17, 18 (remplaçant respectivement les circuits 7 et 8) sont identiques et reçoivent tous deux des données de radionavigation relatives à au moins deux constellations, GPS et

GALILEO dans l'exemple représenté, en provenance des trois voies de réception, et en ce que le troisième dispositif d'hybridation 13 reçoit des données de radionavigation relatives à au moins deux constellations, GPS et GALILEO dans l'exemple représenté, en provenance de deux des trois voies de réception. Le fait
5 d'hybrider les données inertielles provenant des MEMS avec les données de radionavigation d'au moins deux constellations facilite la mise en œuvre de l'algorithme « FDE » (Fault Detection and Exclusion », c'est-à-dire détection et exclusion de la constellation en panne) qui protège le dispositif de navigation vis à vis des pannes non détectées de constellations.

10 Selon une autre variante du dispositif de la figure 1, schématiquement représentée en figure 6, dans le cas de l'utilisation de MEMS à basses performances, chacun des récepteurs DMR est connecté à deux antennes capables de recevoir à la fois les signaux GPS et GALILEO. Ces deux antennes sont espacées selon l'axe de
15 roulis de l'aéronef d'une distance suffisante pour permettre l'extraction de l'information de cap de l'aéronef à partir des signaux GPS et/ou GALILEO. Cette extraction peut être effectuée dans chaque récepteur DMR ou bien en dehors de ces récepteurs, à l'aide d'un calculateur dédié. Cependant, cette solution nécessite deux entrées HF pour chaque récepteur DMR. Sur la figure 6, les trois antennes
20 supplémentaires sont référencées 1A à 3A. Les éléments 4A à 8A, 13A et 16A correspondent respectivement aux éléments 4 à 8, 13 et 16, leurs fonctions étant légèrement modifiées par rapport à celles des éléments correspondants de la figure 1 du fait de la mesure du cap à l'aide des deux antennes de chaque voie.

Dans le mode de réalisation de la figure 3, les trois circuits d'hybridation 19 à
21 sont reliés chacun à une seule voie de réception de radionavigation (comprenant respectivement les antennes et récepteurs 1 et 4, 2 et 5, 3 et 6), à un IMU à MEMS
25 (respectivement 10, 22 et 21), ces trois IMU étant identiques et à un baro-altimètre (respectivement 9, 14 et 11). Ainsi, chacun de ces trois circuits 19 à 21 hybride des données inertielles avec des mesures de radionavigation issues d'au moins deux constellations de satellites à la fois. Les mesures produites par les trois circuits 19 à
30 21 sont consolidées de la même façon que dans le cas de la figure 1 par un dispositif

16. Comme précédemment, les données fournies par chacun des baro-altimètres 9, 11 et 14 sont indépendantes des données équivalentes des autres voies.

Le mode de réalisation de la figure 3 est destiné à fonctionner avec des UMI à MEMS dites « à haute performance », c'est-à-dire dont les gyromètres sont de classe
5 meilleure que $0,1^\circ/\text{h}$. L'intérêt de ce mode de réalisation est de permettre de diminuer le nombre ou la complexité des récepteurs de radionavigation par rapport à ceux des modes de réalisation précédents. Ceci est rendu possible grâce à l'utilisation de gyrocompas autonomes permettant d'éviter le recours à la mesure du cap par deux antennes reliées à chaque récepteur de radionavigation

10 On a représenté en figure 4 une variante du dispositif de la figure 3. La différence réside dans le fait que le dispositif de la figure 4 ne comporte que deux voies de réception de radionavigation (antennes et récepteurs 1, 4 et 2, 5) reliées chacune aux trois dispositifs d'hybridation 19, 20 et 21. Toutefois, cette variante est moins avantageuse que le mode de réalisation de la figure 3 lorsque l'on cherche à
15 maintenir des taux d'intégrité élevés (en vue de prendre en compte d'une panne matérielle non détectée).

Dans les modes de réalisation des figures 1 à 4, les mesures fournies par les systèmes de navigation par satellites (GPS et GALILEO en l'occurrence) sont soit les informations de position et de vitesse résolues en axes géographiques, soit les
20 pseudo-mesures brutes (pseudo-distances et pseudo-vitesses) élaborées selon des axes relatifs aux satellites, soit les résultats des corrélations du signal reçu par chaque antenne de l'aéronef avec des codes élaborés localement dans les récepteurs de radionavigation. Ces résultats de corrélation sont généralement appelés I et Q.

Les techniques d'hybridation correspondantes mises en œuvre par l'invention
25 sont connues dans la littérature sous les noms d'hybridation lâche, d'hybridation serrée ou d'hybridation ultra serrée. Elles sont communément réalisées à l'aide de filtres de Kalman étendus, mais il est également possible d'utiliser dans le cadre de l'invention des techniques non linéaires telles que celles faisant appel à des filtres dits « Unscented Kalman Filters », à des filtres particuliers ou, plus généralement, à
30 des filtres bayésiens.

Les algorithmes d'hybridation utilisés par l'invention permettent de gérer l'intégrité des mesures vis à vis des pannes non détectées de la constellation utilisée (GPS et/ou GALILEO) si l'intégrité intrinsèque de cette constellation n'est pas suffisante par rapport à l'intégrité globale recherchée pour la variable de sortie mesurée, et en particulier si elle fait partie des variables primaires. Dans le dispositif
5 de l'invention, chaque variable de sortie est accompagnée d'un rayon de protection vis à vis des pannes de satellites non détectées. Cela revient à dire que l'algorithme d'hybridation est accompagné (si le niveau d'intégrité requis le rend nécessaire) d'un algorithme FDE.

10 Dans le cas où les performances des gyromètres à MEMS ne permettent pas un alignement autonome par gyrocompas, le dispositif de l'invention a recours à un procédé connu en soi, et comporte des moyens permettant d'extraire un cap à partir des informations GPS ou GALILEO. A cet effet, le processeur réalisant l'hybridation entre les informations inertielles et les informations de radionavigation reçoit les
15 informations de mesure de porteuse GPS ou GALILEO en provenance de deux antennes écartées d'une distance suffisante, ces mesures étant synchronisées entre elles. Dans le cas contraire, c'est-à-dire lorsque les performances des gyromètres à MEMS permettent un alignement autonome par gyrocompas, il n'est pas nécessaire de recourir à un système bi-antenne.

20 Dans tous les cas de réalisation des figures 1 à 4, chaque voie de mesure produit les informations suivantes :

- informations de vitesses angulaires selon trois directions orthogonales, de préférence confondues avec les axes principaux de l'aéronef,
- 25 - informations d'accélération linéaires selon trois directions orthogonales identiques à celles des informations de vitesses angulaires, de préférence confondues avec les axes principaux de l'aéronef,
- informations d'attitude (roulis, tangage et lacet) et cap,
- 30 - informations de vitesse sol par rapport à un repère géographique,
- informations de position (latitude, longitude et altitude).

Ces informations sont désignées ici par informations de sortie. On notera qu'en plus de la valeur de la grandeur elle-même, l'algorithme FDE calcule un rayon de protection (associé au taux d'intégrité désiré) protégeant la valeur calculée vis à vis d'une panne de constellation (également dénommée panne satellite) non détectée
5 par le dispositif de gestion des constellations.

Lorsque le signal GPS et le signal GALILEO sont disponibles, les informations de sortie présentent des précisions comparables sur les trois voies. Dans le dispositif de l'invention, toutes les voies jouent ainsi le même rôle.

Dans les modes de réalisation des figures 1 et 2, les paramètres primaires sont
10 constitués des sorties « inerties pures » (ou plus exactement les valeurs issues d'une hybridation baro-inertielle avec mécanisation de Schüler, conformément à l'état de la technique) produites par la chaîne de traitement comportant une inertie de classe 2Nm/h (95%) telle que définie dans la norme ARINC 738. Cette chaîne pourra si
nécessaire être doublée.. Les données hybrides de la première voie (MEMS et GPS)
15 et de la seconde voie (MEMS/GALILEO) et de la voie inertie pure sont statistiquement indépendantes et permettent d'atteindre par consolidation la précision, la continuité et le niveau d'intégrité recherchés. On notera que l'intégrité vis à vis des pannes satellites est gérée si nécessaire par l'algorithme FDE associé à l'algorithme d'hybridation. Le but de l'algorithme de consolidation en question est
20 de protéger les valeurs consolidées vis à vis des pannes matérielles. De ce point de vue, le dispositif de l'invention doit comporter trois voies matérielles indépendantes les unes des autres. Il est aussi nécessaire qu'une panne détectée n'affecte qu'une voie à la fois.

Pour ce qui est des paramètres de localisation, on applique aux données
25 hybridées de trois voies les mêmes considérations qu'aux paramètres primaires. La consolidation de la sortie d'une voie par les sorties des deux autres voies permet d'atteindre le niveau d'intégrité recherché pour la position.

On a représenté en figure 5 un exemple de répartition matérielle des différents éléments du dispositif de la figure 3, les répartitions des dispositifs des
30 autres figures s'en déduisant de façon évidente.

Sur la figure 5, on a représenté un rack avionique 23 comportant en particulier les éléments 4 à 6, 19 à 21, 16 et un ensemble 24 d'éléments assurant des fonctions avioniques diverses telles que le management du vol (FMS) par exemple. Les antennes 1 à 3 sont reliées au rack 23 par des liaisons HF, alors que les éléments 5 9 à 12, 14 et 22 lui sont reliés par un bus avionique, les signaux de datation des IMU 10, 12 et 22, qui sont des signaux électriques, passant généralement par une liaison série différentielle.

REVENDICATIONS

1. Dispositif de navigation aérienne à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation à trois voies de mesure, caractérisé en ce que dans
5 deux (10, 12) des trois voies, les unités de mesure inertielle sont à MEMS de type « basses performances » à gyromètres de classe $1^\circ/\text{h}$ à $10^\circ/\text{h}$ environ, la troisième voie comportant une unité de mesure inertielle (15) ayant des performances conformes à la norme ARINC 738.
- 10 2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que ses récepteurs de radionavigation sont des récepteurs multi-constellations (4, 5, 6 ou 4A, 5A, 6A) et que leurs sorties sont reliées à des dispositifs d'hybridation (7, 8, 13 ou 17, 18, 13 ou 7A, 8A, 13A) qui sont également reliés à des capteurs inertiels (10, 12, 15 ou 10, 12,
15 22).
3. Dispositif selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens de consolidation (16 ou 16A) pour sécuriser les signaux de mesure contre les dérives ou pannes.
4. Dispositif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en
20 ce qu'au moins une partie des capteurs inertiels sont de type MEMS.
5. Dispositif selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que lesdites constellations sont au moins deux constellations parmi les constellations GPS, GLONASS, le futur GALILEO et/ou autre
constellation.
- 25 6. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en ce que la troisième voie est doublée par une voie identique indépendante.
7. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3, à trois voies de mesure, caractérisé en ce que dans les trois voies, les unités de mesure inertielle sont à MEMS (10, 12, 22) dites « à haute
30 performance », dont les gyromètres sont de classe meilleure que $0,1^\circ/\text{h}$.

8. Dispositif selon la revendication 6, caractérisé en ce que chaque récepteur est relié à une seule antenne, chaque dispositif d'hybridation étant relié à au moins deux récepteurs synchronisés
- 5 9. Dispositif selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce qu'il comporte deux voies de réception de radionavigation (1,4 et 2, 5), trois unités de mesure inertielle à MEMS (10, 12, 22) reliées chacune à un dispositif d'hybridation (19 à 21), chacun de ces trois dispositifs d'hybridation étant relié aux deux voies de réception.
- 10 10. Procédé de navigation aérienne à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation, caractérisé en ce qu'il consiste à recevoir les signaux de radionavigation d'au moins deux constellations différentes de satellites de positionnement et à les hybrider avec les données provenant de capteurs inertiels à « basses performances ».
- 15 11. Procédé selon la revendication 10, caractérisé en ce qu' au moins une partie des capteurs inertiels sont de type MEMS.
12. Procédé selon la revendication 10 ou 11, caractérisé en ce que lorsqu'il reçoit des données de capteurs inertiels dont les gyromètres ne permettent pas un alignement autonome par gyrocompas, on extrait un cap à partir des informations de radionavigation.

REVENDEICATIONS MODIFIÉES

reçues par le Bureau international le 05 Octobre 2007 (05.10.2007)

1. Dispositif de navigation aérienne à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation, dans lequel ses récepteurs de radionavigation sont des récepteurs multi-constellations (4, 5, 6 ou 4A, 5A, 6A) et leurs sorties sont reliées à des dispositifs d'hybridation (7, 8, 13 ou 17, 18, 13 ou 7A, 8A, 13A) qui sont également reliés à des capteurs inertiels (10, 12, 15 ou 10, 12, 22), caractérisé en ce que dans deux (10, 12) des trois voies, les unités de mesure inertielle sont à MEMS de type « basses performances » à gyromètres de classe $1^\circ/\text{h}$ à $10^\circ/\text{h}$, la troisième voie comportant une unité de mesure inertielle (15) ayant des performances conformes à la norme ARINC 738.
2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdites constellations sont au moins deux constellations parmi les constellations GPS, GLONASS, le futur GALILEO et une autre future constellation.
3. Dispositif selon la revendication 2, caractérisé en ce que les récepteurs de radionavigation sont des récepteurs multi-constellations (4 à 6) et que leurs sorties sont reliées à des dispositifs d'hybridation (7, 8) qui sont également reliés aux capteurs inertiels.
4. Dispositif selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que la troisième voie est doublée par une voie identique indépendante.
5. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3, à trois voies de mesure, caractérisé en ce que dans les trois voies, les unités de mesure inertielle sont à MEMS (10, 12, 22) dites « à haute performance », dont les gyromètres sont de classe meilleure que $0,1^\circ/\text{h}$.
6. Dispositif selon la revendication 6, caractérisé en ce que chaque récepteur est relié à une seule antenne, chaque dispositif d'hybridation étant relié à au moins deux récepteurs synchronisés

7. Dispositif selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce qu'il comporte deux voies de réception de radionavigation (1,4 et 2, 5), trois unités de mesure inertielle à MEMS (10, 12, 22) reliées chacune à un dispositif d'hybridation (19 à 21), chacun de ces trois dispositifs d'hybridation étant relié aux deux voies de réception.
8. Dispositif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens de consolidation (16 ou 16A) pour sécuriser les signaux de mesure contre les dérives ou pannes.
9. Procédé de navigation aérienne à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation, selon lequel on reçoit les signaux de radionavigation d'au moins deux constellations différentes de satellites de positionnement et on les hybride avec les données provenant de capteurs inertiels, caractérisé en ce que lorsqu'on reçoit des données de capteurs inertiels dont les gyromètres ne permettent pas un alignement autonome par gyrocompas, on extrait un cap à partir des informations de radionavigation.

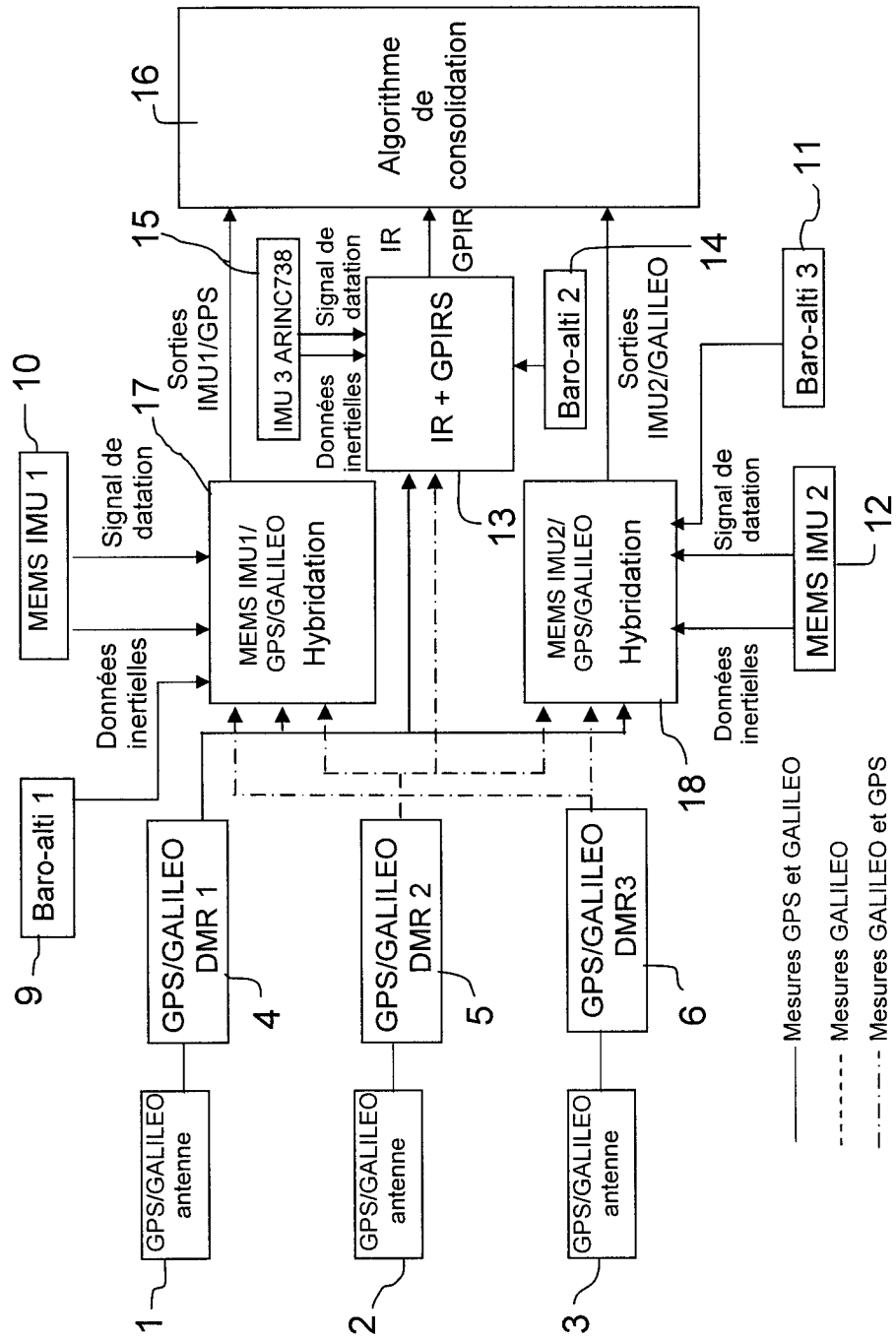


FIG.2

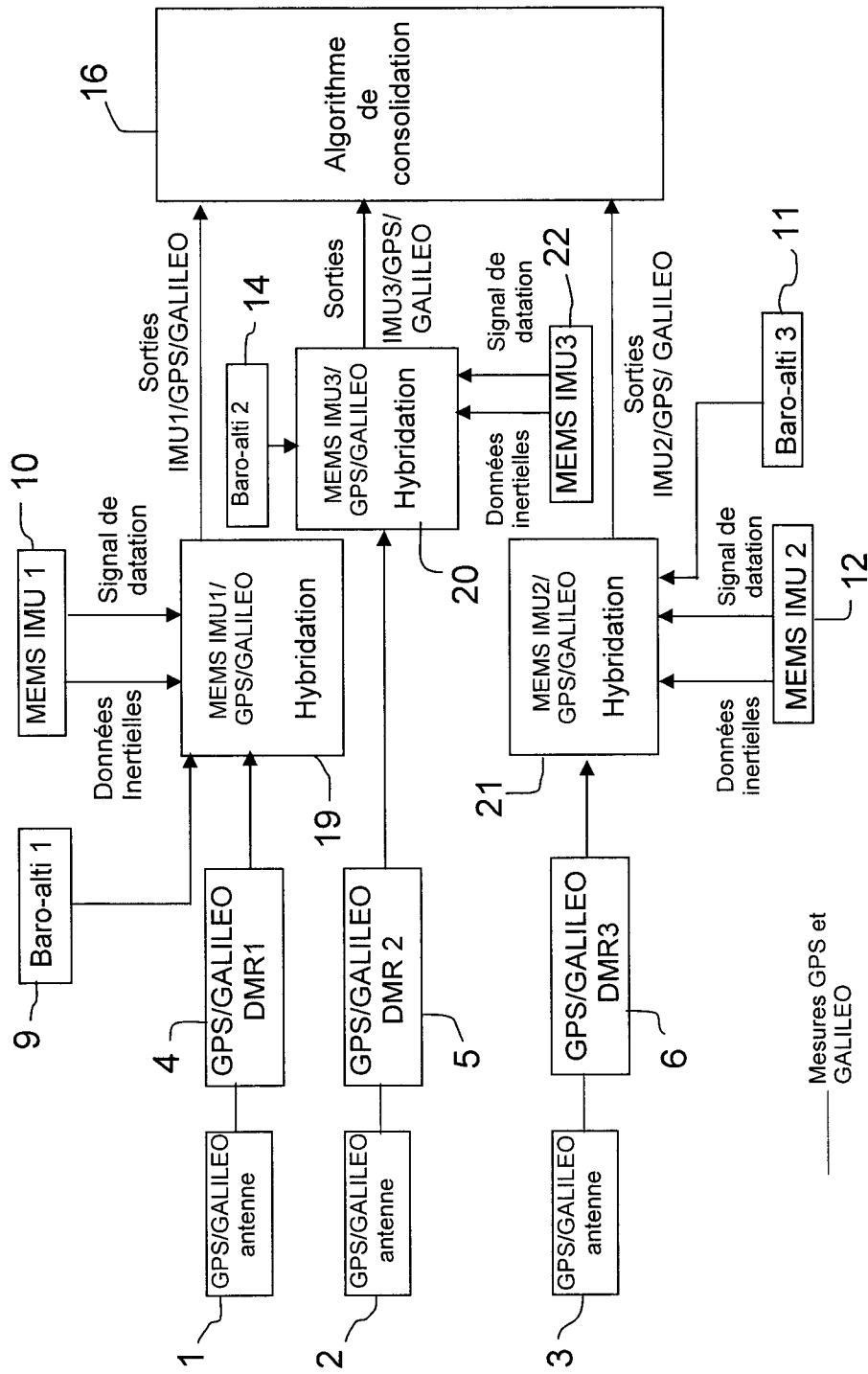


FIG.3

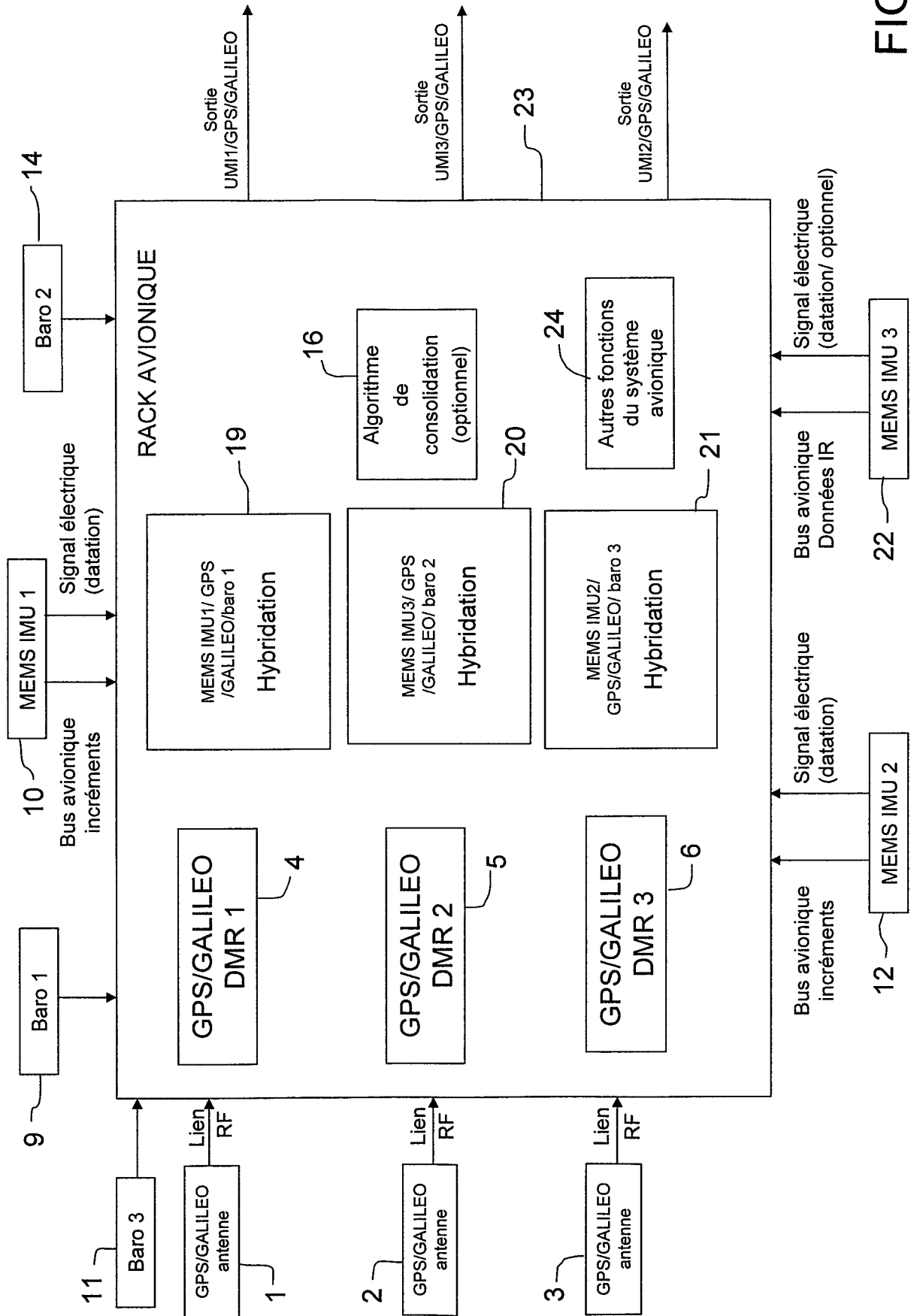


FIG.5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2007/054858

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. G01S5/14 G01C21/16

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)
G01S G01C G05D

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, COMPENDEX

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 2005/125141 A1 (BYE CHARLES T [US]) 9 June 2005 (2005-06-09)	10-12
A	paragraphs [0006] - [0011], [0024], [0026], [0036], [0041], [0045], [0052]; figures 1,3	1
X	US 2005/150289 A1 (OSBORNE MICHAEL J [US]) 14 July 2005 (2005-07-14)	10-12
A	paragraphs [0019] - [0022]; claim 10; figure 3	
	----- -/--	

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.
- *G* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

30 July 2007

Date of mailing of the international search report

06/08/2007

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Mercier, Francois

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/EP2007/054858

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	BROWN C ET AL: "Automotive-grade MEMS sensors used for general aviation" IEEE AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS MAGAZINE, IEEE SERVICE CENTER, PISCATAWAY, NJ, US, vol. 19, no. 10, October 2004 (2004-10), pages 13-16, XP011123211 ISSN: 0885-8985 page 14, left-hand column, line 1 - right-hand column, line 10; figure 1	10-12
X	US 2003/135327 A1 (LEVINE SEYMOUR [US] ET AL) 17 July 2003 (2003-07-17) paragraphs [0012], [0014] - [0022], [0073], [0083] - [0087], [0097] - [0099]	10-12
A	TOM ASPINWAL, TIM DOWD: "Design Project 2005/2006 Technical Report Airbus future projects office, Group 5 - The Strut Braced Wing Aircraft chapter 2: system Architecture"[Online] 27 February 2006 (2006-02-27), pages 1-50, XP002421936 Retrieved from the Internet: URL: http://www.aer.bris.ac.uk/research/avadi/2006/avdasi2/group5/02SystemArchitecture.pdf [retrieved on 2007-02-26] paragraphs [02.1], [05.0]; figures 2.1,6.1	1-3
A	EP 1 612 514 A (NORTHROP GRUMMAN CORP [US]) 4 January 2006 (2006-01-04) abstract; figure 1 paragraphs [0007], [0008], [0012], [0023]; claim 1	1
A	EP 1 326 153 A1 (BOEING CO [US]) 9 July 2003 (2003-07-09) cited in the application abstract; figures 2,3 paragraphs [0004], [0006], [0014], [0015], [0018], [0022] - [0026], [0031]	1
A	MILLER H ET AL: "Fault tolerant integrated inertial navigation/global positioning systems for next generation spacecraft" 14 October 1991 (1991-10-14), , PAGE(S) 207-212 , XP010093695 page 210, right-hand column, line 6 - line 15; figures 1,2	1

-/--

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/EP2007/054858

Box No. II Observations where certain claims were found unsearchable (Continuation of item 2 of first sheet)

This international search report has not been established in respect of certain claims under Article 17(2)(a) for the following reasons:

- 1. Claims Nos.:
because they relate to subject matter not required to be searched by this Authority, namely:

- 2. Claims Nos.:
because they relate to parts of the international application that do not comply with the prescribed requirements to such an extent that no meaningful international search can be carried out, specifically:

- 3. Claims Nos.:
because they are dependent claims and are not drafted in accordance with the second and third sentences of Rule 6.4(a).

Box No. III Observations where unity of invention is lacking (Continuation of item 3 of first sheet)

This International Searching Authority found multiple inventions in this international application, as follows:

See supplemental sheet

- 1. As all required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers all searchable claims.
- 2. As all searchable claims could be searched without effort justifying additional fees, this Authority did not invite payment of additional fees.
- 3. As only some of the required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers only those claims for which fees were paid, specifically claims Nos.:

- 4. No required additional search fees were timely paid by the applicant. Consequently, this international search report is restricted to the invention first mentioned in the claims; it is covered by claims Nos.:

Remark on Protest

- The additional search fees were accompanied by the applicant's protest and, where applicable, the payment of a protest fee.
- The additional search fees were accompanied by the applicant's protest but the applicable protest fee was not paid within the time limit specified in the invitation.
- No protest accompanied the payment of additional search fees.

The International Searching Authority has determined that this international application contains multiple (groups of) inventions, as follows:

1. Claims: 1-9

Claims 1-9 relate to an air navigation device with inertial sensors and radionavigation reception with three measuring channels, characterized in that, in two of the three channels, the inertial measurement units are “low performance” type MEMS with a gyrometer of class 1°/h to 10°/h approximately, the third channel comprising an inertial measurement unit with performances that meet the ARINC 738 standard.

2. Claims: 10-12

Claims 10-12 relate to an air navigation method with inertial sensors and radionavigation receivers, characterized in that it involves receiving radionavigation signals from at least two different positioning satellite constellations, and hybridizing said signals with data from the low performance inertial sensors.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2007/054858

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	<p>ALANEN K ET AL: "Inertial Sensor Enhanced Mobile RTK Solution Using Low-Cost Assisted GPS Receivers and Internet-Enabled Cellular Phones" POSITION, LOCATION, AND NAVIGATION SYMPOSIUM, 2006 IEEE/ION CORONADO, CA APRIL 25-27, 2006, PISCATAWAY, NJ, USA, IEEE, 25 April 2006 (2006-04-25), pages 920-926, XP010925018 ISBN: 0-7803-9454-2 abstract; tables 1,2 -----</p>	1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2007/054858

Patent document cited in search report	Publication date	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2005125141	A1	09-06-2005	CN 1910428 A	07-02-2007
			EP 1690067 A1	16-08-2006
			WO 2005057132 A1	23-06-2005
US 2005150289	A1	14-07-2005	NONE	
US 2003135327	A1	17-07-2003	NONE	
EP 1612514	A	04-01-2006	CA 2510714 A1	28-12-2005
			JP 2006017713 A	19-01-2006
			KR 20060048581 A	18-05-2006
EP 1326153	A1	09-07-2003	DE 60205851 D1	06-10-2005
			DE 60205851 T2	29-06-2006
			US 2003130791 A1	10-07-2003

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/EP2007/054858

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV.- G01S5/14 G01C21/16		
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) G01S G01C G05D		
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, COMPENDEX		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	US 2005/125141 A1 (BYE CHARLES T [US]) 9 juin 2005 (2005-06-09)	10-12
A	alinéas [0006] - [0011], [0024], [0026], [0036], [0041], [0045], [0052]; figures 1,3	1
X	US 2005/150289 A1 (OSBORNE MICHAEL J [US]) 14 juillet 2005 (2005-07-14)	10-12
A	alinéas [0019] - [0022]; revendication 10; figure 3	
	----- -/--	
<input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents		<input checked="" type="checkbox"/> 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 *&* document qui fait partie de la même famille de brevets
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée 30 juillet 2007		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 06/08/2007
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, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Mercier, Francois

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/EP2007/054858

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	<p>BROWN C ET AL: "Automotive-grade MEMS sensors used for general aviation" IEEE AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS MAGAZINE, IEEE SERVICE CENTER, PISCATAWAY, NJ, US, vol. 19, no. 10, octobre 2004 (2004-10), pages 13-16, XP011123211 ISSN: 0885-8985 page 14, colonne de gauche, ligne 1 - colonne de droite, ligne 10; figure 1</p>	10-12
X	<p>US 2003/135327 A1 (LEVINE SEYMOUR [US] ET AL) 17 juillet 2003 (2003-07-17) alinéas [0012], [0014] - [0022], [0073], [0083] - [0087], [0097] - [0099]</p>	10-12
A	<p>TOM ASPINWAL, TIM DOWD: "Design Project 2005/2006 Technical Report Airbus future projects office, Group 5 - The Strut Braced Wing Aircraft chapter 2: system Architecture"[Online] 27 février 2006 (2006-02-27), pages 1-50, XP002421936 Extrait de l'Internet: URL: http://www.aer.bris.ac.uk/research/avadi/2006/avdasi2/group5/02SystemArchitecture.pdf [extrait le 2007-02-26] alinéas [02.1], [05.0]; figures 2.1, 6.1</p>	1-3
A	<p>EP 1 612 514 A (NORTHROP GRUMMAN CORP [US]) 4 janvier 2006 (2006-01-04) abrégé; figure 1 alinéas [0007], [0008], [0012], [0023]; revendication 1</p>	1
A	<p>EP 1 326 153 A1 (BOEING CO [US]) 9 juillet 2003 (2003-07-09) cité dans la demande abrégé; figures 2, 3 alinéas [0004], [0006], [0014], [0015], [0018], [0022] - [0026], [0031]</p>	1
A	<p>MILLER H ET AL: "Fault tolerant integrated inertial navigation/global positioning systems for next generation spacecraft" 14 octobre 1991 (1991-10-14), , PAGE(S) 207-212 , XP010093695 page 210, colonne de droite, ligne 6 - ligne 15; figures 1, 2</p>	1

-/--

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande Internationale n°

PCT/EP2007/054858

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'Indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	<p>ALANEN K ET AL: "Inertial Sensor Enhanced Mobile RTK Solution Using Low-Cost Assisted GPS Receivers and Internet-Enabled Cellular Phones" POSITION, LOCATION, AND NAVIGATION SYMPOSIUM, 2006 IEEE/ION CORONADO, CA APRIL 25-27, 2006, PISCATAWAY, NJ, USA,IEEE, 25 avril 2006 (2006-04-25), pages 920-926, XP010925018 ISBN: 0-7803-9454-2 abrégé; tableaux 1,2</p>	1

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/EP2007/054858

Cadre II Observations – lorsqu'il a été estimé que certaines revendications ne pouvaient pas faire l'objet d'une recherche (suite du point 2 de la première feuille)

Conformément à l'article 17.2)a), certaines revendications n'ont pas fait l'objet d'une recherche pour les motifs suivants:

1. Les revendications n^{os} se rapportent à un objet à l'égard duquel l'administration n'est pas tenue de procéder à la recherche, à savoir:

2. Les revendications n^{os} se rapportent à des parties de la demande internationale qui ne remplissent pas suffisamment les conditions prescrites pour qu'une recherche significative puisse être effectuée, en particulier:

3. Les revendications n^{os} sont des revendications dépendantes et ne sont pas rédigées conformément aux dispositions de la deuxième et de la troisième phrases de la règle 6.4.a).

Cadre III Observations – lorsqu'il y a absence d'unité de l'invention (suite du point 3 de la première feuille)

L'administration chargée de la recherche internationale a trouvé plusieurs inventions dans la demande internationale, à savoir:

voir feuille supplémentaire

1. Comme toutes les taxes additionnelles ont été payées dans les délais par le déposant, le présent rapport de recherche internationale porte sur toutes les revendications pouvant faire l'objet d'une recherche.
2. Comme toutes les recherches portant sur les revendications qui s'y prêtaient ont pu être effectuées sans effort particulier justifiant une taxe additionnelle, l'administration n'a sollicité le paiement d'aucune taxe de cette nature.
3. Comme une partie seulement des taxes additionnelles demandées a été payée dans les délais par le déposant, le présent rapport de recherche internationale ne porte que sur les revendications pour lesquelles les taxes ont été payées, à savoir les revendications n^{os}
4. Aucune taxe additionnelle demandée n'a été payée dans les délais par le déposant. En conséquence, le présent rapport de recherche internationale ne porte que sur l'invention mentionnée en premier lieu dans les revendications; elle est couverte par les revendications n^{os}

Remarque quant à la réserve

Les taxes additionnelles étaient accompagnées d'une réserve de la part du déposant.

Le paiement des taxes additionnelles n'était assorti d'aucune réserve.

SUITE DES RENSEIGNEMENTS INDIQUES SUR PCT/ISA/ 210

L'administration chargée de la recherche internationale a trouvé plusieurs (groupes d') inventions dans la demande internationale, à savoir:

1. revendications: 1-9

les revendications 1-9 concernent un dispositif de navigation aérienne à capteurs inertiels et réception de radionavigation à trois voies de mesures, caractérisé en ce que dans deux des trois voies, les unités de mesures inertielle sont à MEMS de type "basse performances" à gyromètre de classe 1°/h à 10°/h environ, la troisième voie comportant une unité de mesure inertielle ayant des performances conformes à la norme ARINC 738.

2. revendications: 10-12

Les revendications 10-12 concernent un procédé de navigation aérienne à capteurs inertiels et récepteurs de radionavigation caractérisé en ce qu'il consiste à recevoir les signaux de radionavigation d'au moins deux constellations différentes de satellites de positionnement et à les hybrider avec les données provenant des capteurs inertiels à basses performances.

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2007/054858

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2005125141 A1	09-06-2005	CN 1910428 A EP 1690067 A1 WO 2005057132 A1	07-02-2007 16-08-2006 23-06-2005
US 2005150289 A1	14-07-2005	AUCUN	
US 2003135327 A1	17-07-2003	AUCUN	
EP 1612514 A	04-01-2006	CA 2510714 A1 JP 2006017713 A KR 20060048581 A	28-12-2005 19-01-2006 18-05-2006
EP 1326153 A1	09-07-2003	DE 60205851 D1 DE 60205851 T2 US 2003130791 A1	06-10-2005 29-06-2006 10-07-2003