

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
—
**INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE**
—
COURBEVOIE
—

①① N° de publication : **3 122 739**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②① N° d'enregistrement national : **21 04762**

⑤① Int Cl⁸ : **G 01 S 5/00 (2020.12)**

①②

BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ Procédé de navigation avec recalage sur des aéronefs voisins.

②② Date de dépôt : 05.05.21.

③① Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 11.11.22 Bulletin 22/45.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 21.04.23 Bulletin 23/16.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑥① Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *SAFRAN ELECTRONICS &
DEFENSE Société par Actions Simplifiée* — FR.

⑦② Inventeur(s) : BECHERET Yves et BEGUET
Antoine.

⑦③ Titulaire(s) : *SAFRAN ELECTRONICS & DEFENSE
Société par Actions Simplifiée.*

⑦④ Mandataire(s) : CABINET BOETTCHER.

FR 3 122 739 - B1



Description

Titre de l'invention : Procédé de navigation avec recalage sur des aéronefs voisins

- [0001] La présente invention concerne le domaine de la navigation et plus précisément le positionnement et la navigation au moyen d'une centrale inertielle et d'un récepteur de signaux satellitaires émis par des satellites appartenant à une constellation de satellites en orbite autour de la Terre.
- [0002] ARRIERE PLAN DE L'INVENTION
- [0003] Il est connu des systèmes de navigation mettant en œuvre une centrale inertielle comportant des capteurs inertiels, classiquement trois accéléromètres disposés selon les axes d'un repère de mesure pour mesurer des accélérations selon les axes du repère de mesure et trois gyromètres disposés pour mesurer des rotations de ce repère de mesure par rapport à un repère de référence, et un circuit électronique de traitement agencé pour déterminer des données inertielles de positionnement, telles que des données, d'attitude, de position et de vitesse, à partir des signaux de mesure produits par les capteurs inertiels. Ainsi, la centrale inertielle permet de déterminer les mouvements du véhicule sur lequel elle est embarquée et il est possible de déterminer la position actuelle dudit véhicule à partir d'une position initiale connue et des mouvements effectués par le véhicule depuis cette position initiale connue. Le trajet du véhicule, entre sa position initiale connue et ses positions successives jusqu'à sa position actuelle, qui est ainsi reconstitué est couramment appelé navigation inertielle.
- [0004] Les systèmes de navigation inertielle sont très précis à court terme mais les capteurs inertiels présentent des erreurs obligeant à recalibrer périodiquement la navigation inertielle sur une position déterminée de manière plus précise.
- [0005] On connaît par ailleurs le positionnement par satellites (ou GNSS de l'anglais « Global Navigation Satellite System ») qui est mis en œuvre principalement par les systèmes GPS, Galileo, GLONASS et BeiDou. Le positionnement satellitaire consiste à recevoir des signaux émis par des satellites dont la position est connue et de déduire de la durée (ou temps de vol), entre l'émission et la réception de chacun des signaux, une mesure dite de pseudo-distance séparant le récepteur des signaux satellitaires (communément, et parfois improprement, appelés récepteurs GPS) et chacun des satellites dont le signal a été reçu (chaque signal comportant un identifiant du satellite et l'horaire d'émission du signal). Ainsi, il suffit de disposer des signaux de quatre satellites pour estimer la latitude, la longitude et l'altitude du récepteur, ainsi qu'un écart de temps, mais le positionnement est d'autant plus précis qu'est grand le nombre de satellites dont les signaux ont été pris en compte par le récepteur pour calculer sa

position. La navigation satellitaire est précise sur le long terme mais pas sur le court terme.

- [0006] Il a été envisagé des systèmes de navigation inertielle hybride qui fusionnent des données inertielles de positionnement provenant d'une centrale inertielle de navigation et des données satellitaires de positionnement provenant d'un récepteur de signaux satellitaires pour bénéficier des avantages de ces deux modes de positionnement. Ces systèmes de navigation intègrent un ou plusieurs filtres de Kalman agencés pour que la navigation entretenue à partir des données inertielles de positionnement soit périodiquement recalée sur les données satellitaires de positionnement. Le filtre de Kalman est protégé par un test d'innovation pour détecter les mesures aberrantes et les rejeter.
- [0007] Cependant, il arrive que la réception des signaux satellitaires soit empêchée, par exemple à cause d'une défaillance du récepteur, ou brouillée de manière accidentelle ou intentionnelle. Une telle situation peut se révéler catastrophique si elle dure puisque la navigation est alors purement inertielle et va rapidement dériver.
- [0008] Une autre préoccupation des pilotes d'aéronefs est de veiller à éviter les collisions avec les aéronefs évoluant dans la même partie du ciel.
- [0009] A cette fin, les aéronefs actuels embarquent des transpondeurs (fonctionnant selon le mode A, C ou S pour les aéronefs civils) permettant notamment aux stations radars secondaires de contrôle aérien de déterminer la position de ces aéronefs et de les identifier dans l'espace surveillé. A cette fin, les stations radars secondaires interrogent les transpondeurs des aéronefs évoluant dans la zone d'espace surveillée et les transpondeurs renvoient en réponse un signal contenant un identifiant et également une altitude barométrique selon le mode de fonctionnement du transpondeur.
- [0010] Il existe un système d'anticollision, connu sous le nom de TCAS, qui correspond au standard ACAS défini par la Convention sur l'Aviation Internationale Civile. En Europe, l'utilisation de ce système tend à être étendue et tous les avions commerciaux avec plus de dix-neuf sièges passagers doivent être obligatoirement équipés de la version II de ce système intégrant un transpondeur de mode S. Le système est agencé pour récupérer et déterminer des informations sur le cap et la position de tout aéronef, dit aéronef intrus, évoluant dans l'espace environnant l'aéronef considéré à une distance s'étendant jusqu'à 30 miles nautiques soit 55 km environ (on rappelle qu'un mile nautique ou NM vaut mille huit cent cinquante deux mètres). Ces informations comprennent principalement la distance avec ces aéronefs, leur altitude barométrique et une information approximative d'azimut. Les informations sont obtenues par interrogation du transpondeur de mode S de l'aéronef intrus et sont utilisées par le système TCAS II pour déterminer si une collision avec cet aéronef intrus est possible. En cas de collision potentielle détectée par le système TCAS, le pilote de chaque aéronef est informé par une alerte auditive émise dans la cabine de pilotage. Si le risque de

collision n'est pas réduit après cette alerte et que la collision semble imminente, le système TCAS détermine une consigne de manœuvre pour le pilote : maintenir la trajectoire actuelle, monter, descendre ou surveiller la vitesse verticale.

[0011] Le transpondeur peut également être de mode S étendu ou un transpondeur UAT (de l'anglais « Universal Access Transceiver »), notamment, pour mettre en œuvre le système ADS-B (de l'anglais « Automatic Dependent Surveillance-Broadcast ») qui vise à permettre à chaque aéronef de connaître la position des aéronefs qui l'environnent et d'éviter là-aussi les collisions.

[0012] Ces systèmes sont régis à ce jour notamment par les normes RTCA/DO-185, DO-242A, DO-260B, DO-282B et permettent l'émission par chaque transpondeur de chaque aéronef d'un message comprenant :

- [0013] – un identifiant unique à chaque transpondeur ;
- sa position (latitude, longitude, altitude), la position horizontale étant précise à $2,1457672 \cdot 10^{-5}$ degré (soit moins de 2,5 m) et l'altitude-pression étant précise à moins de 8 mètres ;
- une vitesse horizontale précise à un peu plus de 0,5 m/s et une vitesse verticale précise à environ 0,33 m/s ;
- une incertitude sur la précision horizontale transmise selon deux champs du message, à savoir le NIC (« Navigation Integrity Category ») qui est le rayon d'un cercle centré sur la position fournie (7,5 m, 25 m, 75 m, 0,1 NM, 0,2 NM, 0,3 NM, 0,6 NM, 1 NM, 2 NM, 4 NM, 8 NM, 20 NM) et le Sil (« Source Integrity Level ») qui est la probabilité de sortir de ce cercle en supposant une absence de panne (10^{-3} , 10^{-5} , 10^{-7}) ;
- une date correspondant à l'instant de l'envoi de la position et des vitesses, cette date est fournie avec une dérive maximale de 36 mm/h hors recalage par la navigation satellitaire et ne présente un intérêt que si la position a été fournie au transpondeurs directement par le récepteur GPS (en effet, le récepteur GPS fournit une position toutes les deux secondes environ : la position communiquée peut donc être vieille de deux secondes alors que si la position fournie a été entretenue à partir de données inertielles de positionnement, la position fournie vient d'être déterminée) ;
- une distance mesurée par le système TCAS avec une précision de l'ordre de 30 m et un biais de l'ordre de 75 m ;
- un azimuth mesuré par le système TCAS avec un écart-type de l'ordre de 10° .

[0014] On comprend que chaque aéronef va ainsi recevoir des messages de tous les aéronefs qui l'entourent donnant à son pilote une vision d'ensemble de l'encombrement de la zone d'espace au sein de laquelle il évolue.

[0015] OBJET DE L'INVENTION

[0016] L'invention a notamment pour but d'améliorer la navigation des aéronefs lorsque la réception des signaux satellitaires est inopérante.

Résumé de l'invention

[0017] A cet effet, on prévoit, un procédé de navigation d'un premier aéronef équipé d'un système TCAS II et d'un système ADS-B qui permettent de déterminer une distance séparant le premier aéronef d'au moins un deuxième aéronef et de recevoir de chaque deuxième aéronef un signal contenant au moins un identifiant du deuxième aéronef, une position du deuxième aéronef et une estimation d'incertitude sur la position du deuxième aéronef ; le procédé comprenant l'étape de déterminer une navigation hybridée du premier aéronef en calculant des positions successives du premier aéronef à partir de données inertielles de positionnement provenant d'une centrale inertielle et de données satellitaires de positionnement provenant d'un récepteur de signaux satellitaires de positionnement.

[0018] Selon l'invention, si le récepteur de signaux satellitaires est inopérant, le procédé comprend les étapes :

- [0019] – comparer l'estimation d'incertitude de la position du deuxième aéronef avec une estimation d'incertitude de la position du premier aéronef,
- si l'estimation d'incertitude de la position du premier aéronef est supérieure à l'estimation d'incertitude de la position du deuxième aéronef, recalculer la navigation hybridée en utilisant la position du deuxième aéronef et la distance séparant le premier aéronef du deuxième aéronef.

[0020] Ainsi, on utilise la position d'un ou plusieurs aéronefs environnant pour recalculer la navigation de l'aéronef concerné en s'assurant au préalable que l'estimation d'incertitude autour de la position de ces aéronefs est inférieure à celle de la position de l'aéronef concerné. De la sorte, le recalage ne risque pas de dégrader la précision de la navigation de l'aéronef concerné.

[0021] D'autres caractéristiques et avantages de l'invention ressortiront à la lecture de la description qui suit d'un mode de mise en œuvre particulier et non limitatif de l'invention.

Brève description des dessins

[0022] Il sera fait référence aux dessins annexés, parmi lesquels :

[0023] [Fig.1] la [Fig.1] est un schéma-bloc représentant partiellement un aéronef équipé pour mettre en œuvre le procédé de l'invention ;

[0024] [Fig.2] la [Fig.2] est une vue schématique représentant deux aéronefs équipés pour mettre en œuvre le procédé de l'invention, la [Fig.2] explicitant la détermination d'un premier critère de prise en compte d'une position ;

[0025] [Fig.3] la [Fig.3] est une vue analogue à la [Fig.2], explicitant la détermination d'un

autre critère de prise en compte d'une position ;

[0026] [Fig.4] la [Fig.4] est une vue de détail d'une portion du cercle d'incertitude d'un des aéronefs.

DESCRIPTION DETAILLEE DE L'INVENTION

[0027] En référence à la [Fig.1], l'invention est ici décrite en application à un aéronef 1 équipé d'un système de navigation hybridé généralement désigné en 10 comprenant un récepteur de signaux satellitaires 20 et une centrale de positionnement inertiel 30 qui sont reliés à une unité électronique de navigation 40. Par convention, on désignera 1A l'aéronef dont on étudie la navigation et 1B l'aéronef intrus qui évolue dans la même partie de ciel que l'aéronef 1A.

[0028] Le récepteur de signaux satellitaires 20 est agencé, de manière connue en lui-même, pour recevoir des signaux satellitaires de positionnement émis par des satellites d'une constellation de satellites d'au moins un système de positionnement par satellites (GNSS) - tel que GPS, Galileo, GLONASS et BeiDou - et pour calculer, à partir de ces signaux satellitaires, des données satellitaires de positionnement telles qu'une pseudo-distance, une mesure de phase, une latitude, une longitude, une altitude, et un écart de temps. Un tel récepteur est connu en lui-même.

[0029] La centrale inertielle 30 comprend une unité de mesure inertielle comportant des capteurs inertiels, ici classiquement trois accéléromètres disposés selon les axes d'un repère de mesure et trois gyromètres disposés pour mesurer des rotations de ce repère de mesure par rapport à un repère de référence. La centrale de positionnement inertiel 30 comprend en outre, de manière connue en elle-même, une unité électronique de traitement (processeur ou autre circuit électronique capable de calcul tel qu'un microcontrôleur, un FPGA, etc.) agencée pour déterminer des données inertielles de positionnement, telles que des données d'attitude, de position et de vitesses, à partir des signaux de mesure produits par les capteurs inertiels. Une telle centrale est connue en elle-même.

[0030] L'unité électronique de navigation 40 (un ou des processeurs ou tout autre circuit électronique de calcul comme un microcontrôleur, un FPGA, etc.) comprend une mémoire contenant au moins un programme contenant des instructions mettant en œuvre le procédé de l'invention. En particulier, l'unité électronique de navigation 40 est programmée pour calculer à des instants prédéterminés les coordonnées (latitude et longitude) de points de passage du véhicule en utilisant les données satellitaires de positionnement fournies par le récepteur de signaux satellitaires 20 et les données inertielles de positionnement fournies par la centrale de mesure inertielle 30 à chacun de ces instants. L'ensemble de ces points forment une route ou une trajectoire, généralement appelée « navigation », qui doit coïncider au plus près avec la trajectoire

réelle suivie par le véhicule.

[0031] Par l'exécution de ce programme, l'unité électronique de navigation 40 calcule une navigation opérationnelle hybridée à partir des données inertielles de positionnement et des données satellitaires de positionnement. La navigation hybridée peut être basée sur un couplage lâche en position (et/ou vitesse) ou un couplage serré en pseudo-distance (et/ou delta range). Pour réaliser l'hybridation, le programme met en œuvre un filtre de Kalman qui comprend une banque de filtres et qui est protégé par un test d'innovation visant à vérifier la cohérence des données satellitaires de positionnement entre elles. Le test d'innovation est connu en lui-même et permet de détecter et rejeter les mesures aberrantes. La navigation opérationnelle hybridée est utilisée en mode nominal pour le pilotage du véhicule afin de faire suivre au véhicule une route prédéterminée.

[0032] L'aéronef 1 comprend également un transpondeur 50 comprenant un module TCAS mode S et un module ADS-B. Le transpondeur 50 est pourvu d'une antenne directive et est agencé pour émettre et recevoir des signaux TCAS mode S et ADS-B. Le transpondeur 50, connu en lui-même, fonctionne ici à la fréquence de 1090 MHz.

Chaque signal émis, et reçu, par le transpondeur 50 contient :

- [0033]
- un identifiant unique à chaque transpondeur ;
 - sa position (latitude, longitude, altitude), la position horizontale fournie par le récepteur de signaux satellitaires 20 étant précise à $2,1457672 \cdot 10^{-5}$ degré (soit moins de 2,5 m) et l'altitude-pression étant précise à moins de 8 mètres ;
 - une vitesse horizontale géographique (à deux composantes) précise à un peu plus de 0,5 m/s et une vitesse verticale précise à environ 0,33 m/s ;
 - une incertitude sur la précision horizontale transmise, codée dans deux champs du message, à savoir le NIC (« Navigation Integrity Category ») qui est le rayon (7,5 m, 25 m, 75 m, 0,1 NM, 0,2 NM, 0,3 NM, 0,6 NM, 1 NM, 2 NM, 4 NM, 8 NM, 20 NM) d'un cercle centré sur la position fournie (on parle de cercle d'incertitude car on s'intéresse ici à la position horizontale et que l'altitude barométrique est considérée parfaite mais il s'agit en réalité d'un cylindre d'incertitude ayant un axe vertical) et le Sil (« Source Integrity Level ») qui est la probabilité de sortir horizontalement de ce cylindre en supposant une absence de panne (10^{-3} , 10^{-5} , 10^{-7}) ;
 - une date correspondant à l'instant de l'envoi de la position et des vitesses géographiques, cette date est fournie avec une dérive maximale de 36 mm/h hors recalage par la navigation satellitaire et ne présente un intérêt que si la position a été définie par le récepteur satellitaire ;
 - une distance estimée, à partir d'un temps de vol des messages, par le module TCAS avec une précision de l'ordre de 30 m et un biais de l'ordre de 75 m ;
 - un azimut mesuré par le module TCAS avec un écart-type de l'ordre de 10° .

- [0034] Ces données sont déterminées d'une manière connue en elle-même (voir les normes citées plus haut) qui ne sera pas détaillée ici.
- [0035] Le transpondeur 50 est relié à un dispositif de pilotage 60 qui présente les informations en question au pilote de l'aéronef. Le transpondeur 50 est également relié à l'unité électronique de navigation 40 qui est programmée pour exploiter les informations reçues par le transpondeur 50 conformément au procédé de l'invention.
- [0036] Le procédé en question est plus particulièrement mis en œuvre lorsque le récepteur de signaux satellitaires 20 est inopérant : ceci peut notamment résulter d'une défaillance du récepteur de signaux satellitaires 20 ou d'une indisponibilité des signaux satellitaires par exemple en raison du relief ou d'un brouillage.
- [0037] En supposant que l'aéronef 1A et l'aéronef 1B évoluent dans la même zone et peuvent échanger des signaux TCAS et ADS-B, le procédé, vu du côté de l'aéronef 1A, comprend les étapes de :
- [0038] – comparer l'estimation d'incertitude de la position de l'aéronef 1B avec une estimation d'incertitude de la position de l'aéronef 1A,
– si l'estimation d'incertitude de la position de l'aéronef 1A est supérieure à l'estimation d'incertitude de la position de l'aéronef 1B, recalculer la navigation hybridée de l'aéronef 1A en utilisant la position de l'aéronef 1B et la distance séparant l'aéronef 1A de l'aéronef 1B.
- [0039] L'estimation d'incertitude utilisée ici est le NIC, noté $\sigma(A)$ et $\sigma(B)$ sur les figures 2 et 3 pour les aéronefs 1A, 1B respectivement.
- [0040] Plus précisément, la navigation hybridée est recalculée en utilisant la position de l'aéronef 1B si l'estimation d'incertitude $\sigma(A)$ de la position de l'aéronef 1A est supérieure à l'estimation d'incertitude $\sigma(B)$ de la position de l'aéronef 1B multipliée par un coefficient C supérieur à un, soit $\sigma(A) > C \cdot \sigma(B)$. On évite ainsi de dégrader la navigation de l'aéronef 1A en utilisant une position dont l'incertitude serait plus grande et l'utilisation d'un coefficient permet de fixer l'augmentation minimale de précision que doit procurer le recalage.
- [0041] Il s'agit là d'un premier critère pour décider de l'opportunité du recalage, le recalage étant opportun lorsqu'il ne risque pas de dégrader la navigation hybridée de l'aéronef 1A.
- [0042] Selon le présent mode de mise en œuvre, d'autres critères sont utilisés pour confirmer que ce recalage est opportun.
- [0043] Selon un deuxième critère, la navigation hybridée est recalculée en utilisant la position de l'aéronef 1B si une position antérieure de l'aéronef 1B n'a pas déjà été utilisée pour un précédent recalage ou, alors même qu'une position antérieure de l'aéronef 1B a déjà été utilisée pour un précédent recalage, si l'aéronef 1B suit un cap différent du cap qu'il suivait lors du précédent recalage. Il est en effet nécessaire de conserver une indé-

pendance des observations utilisées pour recalculer la navigation car cette indépendance est nécessaire pour un bon fonctionnement du filtre de Kalman. L'unité électronique de navigation enregistre l'identifiant de chaque transpondeur dont la position a été utilisée pour effectuer un recalage avec le cap de l'aéronef au moment du recalage et tient à jour cette liste. Le deuxième critère est vérifié en comparant l'identifiant du transpondeur contenu dans le message de l'aéronef 1B avec la liste des identifiants des transpondeurs dont une position a déjà été utilisée pour un recalage.

[0044] En pratique, dans le cas où une position antérieure de l'aéronef 1B a déjà été utilisée pour un précédent recalage, le recalage est effectué si l'azimut de l'aéronef 1B par rapport à l'aéronef 1A lors du précédent recalage et l'azimut actuel de l'aéronef 1B par rapport à l'aéronef 1A présentent entre eux un angle ayant un cosinus ayant une valeur absolue au plus égale à 0,5. Ceci correspond à un angle compris entre 60° et 120°, de préférence 90°. L'azimut est ici calculé par l'unité électronique de navigation 40 à partir des positions mesurées des aéronefs 1A, 1B (les positions successives de l'aéronef 1B étant reçues par le transpondeur 50). Les azimuts de l'aéronef 1B sont donc calculés à partir de positions de l'aéronef 1B successivement transmises à l'aéronef 1A et non à partir des estimations d'azimut fournies par le module TCAS.

[0045] Selon un troisième critère, la navigation hybridée est recalée en utilisant la position de l'aéronef 1B, si l'angle de vue α des cercles d'incertitude (notés cA et cB pour les aéronefs 1A, 1B respectivement) est inférieur à 36° environ. L'angle de vue α est défini entre une première droite D1 qui vient tangenter deux côtés opposés du cercle cA et du cercle cB et une deuxième droite D2 qui vient tangenter deux autres côtés opposés du cercle cA et cB de telle manière que les droites D1, D2 se croisent en un point d'intersection i se trouvant sur la droite passant par les centres des cercles cA, cB.

[0046] Selon un quatrième critère, le module TCAS effectue une mesure de l'azimut de l'aéronef 1B et la navigation hybridée est recalée en utilisant la position de l'aéronef 1B si l'azimut mesuré $azimut_{calc}$ est cohérent avec un azimut déduit $azimut_{mesur}$ de la position de l'aéronef 1B, de la position de l'aéronef 1A et d'une attitude de l'aéronef 1A. Cela revient à vérifier l'inégalité suivante :

$$[0047] \quad |azimut_{calc} - azimut_{mesur}| < \frac{\alpha}{2} + \sigma_{azimut} = \text{Arcsin}\left(\frac{\sigma_A + \sigma_B}{D}\right) + \sigma_{azimut}$$

[0048] Avec σ_{azimut} l'incertitude sur l'angle entre l'azimut mesuré et la droite reliant les deux centres des cercles d'incertitude σ_A , σ_B , et D la distance séparant les deux aéronefs qui est déterminée par le module TCAS.

[0049] Dans le repère terrestre centré (ou ECEF « earth centered earth fixed »), la position de l'aéronef 1B en coordonnées cartésiennes est :

$$[0050] \quad P_{B,t} = \begin{pmatrix} R_t + h_B \\ \sin(Lat_B) \\ \cos(Lat_B) \cos(Long_B) \\ \cos(Lat_B) \sin(Long_B) \end{pmatrix}$$

[0051] Avec : R_t le rayon de courbure équatorial de l'ellipsoïde terrestre de référence choisi pour les calculs de navigation (le plus souvent WGS84 pour être cohérent avec le système GPS), h_b la hauteur ellipsoïdale de l'aéronef, Lat_A la latitude de l'aéronef 1A, Lat_B la latitude de l'aéronef 1B, $Long_B$ la longitude de l'aéronef 1B.

[0052] Pour calculer l'azimut à comparer avec l'azimut mesuré par le système TCAS, il faut déterminer la position de l'aéronef 1B dans le référentiel du bâti de l'aéronef 1A. La transformation se fait par passage dans le référentiel géographique local de l'aéronef 1A en Nord-Est-Down, une translation de l'origine à la position de l'aéronef 1A puis un passage dans le référentiel du bâti de l'aéronef 1A. La transformation $T_{b_A/t}$ correspond ainsi à la formule suivante :

$$[0053] \quad P_{B,b_A} = T_{b_A/t} P_{B,t} = T_{b_A/g_A} \left[\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ R_t + h_A \end{pmatrix} + T_{g_A/t} P_{B,t} \right]$$

[0054] Les deux matrices T_{b_A/g_A} et $T_{g_A/t}$ de changement de base sont exprimées en fonction de la position et de l'attitude de l'aéronef 1A :

$$[0055] \quad T_{g_A/t} = Y(Lat_A) X(Long_A + \frac{\pi}{2})$$

$$[0056] \quad T_{b/g_A} = X(R_A) Y(T_A) Z(C_A)$$

[0057] Avec : R_A l'angle de roulis, T_A l'angle de tangage, C_A l'angle de cap, $X()$ la matrice de rotation de l'élément entre parenthèses selon l'axe X, $Y()$ la matrice de rotation de l'élément entre parenthèses selon l'axe Y, $Z()$ la matrice de rotation de l'élément entre parenthèses selon l'axe Z.

[0058] On obtient alors :

$$[0059] \quad P_{B,b_A} = X(R_A) Y(T_A) Z(C_A) \left[\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ R_t + h_A \end{pmatrix} + Y(Lat_A) X(Long_A + \frac{\pi}{2}) P_{B,t} \right]$$

[0060] On en déduit finalement l'azimut calculé de l'aéronef 1B par rapport à l'aéronef 1A :

$$[0061] \quad azimuth_{B/A} = \text{Arctan} \left(\frac{y_{B,b_A}}{x_{B,b_A}} \right)$$

[0062] On va maintenant expliquer le fonctionnement du filtre de Kalman utilisé.

[0063] L'observable que l'on va traiter dans le filtre de Kalman est la distance D entre l'aéronef 1A et l'aéronef 1B émettant un message TCAS. Cette distance est d'un côté mesurée par le module TCAS du transpondeur 50 (qui mesure en réalité le temps

d'aller-retour du message comme déjà indiqué) et d'un autre côté calculée à partir des positions estimées des deux aéronefs 1A, 1B. Pour être plus précis, la véritable observable prise en compte est la distance horizontale car on considère que l'altitude, couplée au baromètre, est assez précise pour être ici considérée comme parfaite. On peut donc soustraire l'effet de la différence de hauteur à la distance totale mesurée. Cela permet d'obtenir une distance horizontale quasiment aussi précise que la mesure de distance fournie par le module TCAS. Nous allons définir par la suite tous les éléments nécessaires à ce nouveau couplage avec un filtre de Kalman étendu.

[0064] Dans la suite, les composantes des positions vectorielles sont notées $X = \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}$ (à ne pas confondre avec la notation X utilisée précédemment pour désigner les rotations) et sont exprimées dans un référentiel géographique local (puisque le module TCAS n'a qu'une portée de 30 NM, on peut approximer à cette échelle que la Terre est plate et que le repère géographique local est unique pour la zone contenant les deux aéronefs). On note aussi V_x et V_y les vitesses nord et ouest et Δt l'écart entre la date de la position de l'aéronef 1B et celle de la mesure de distance via le module TCAS (on considèrera $\Delta t = 0$ lorsque les centrales inertielles envoient directement la position au transpondeur 50 à une fréquence de 100 Hz). L'indice m correspond à la position mesurée (position indiquée par la navigation).

[0065] On a l'observable $Y = h(X) + v$ avec v un bruit gaussien et

$$[0066] \quad h(X) = \sqrt{(x - (x_B + V_{x,B}\Delta t))^2 + (y - (y_B + V_{y,B}\Delta t))^2}$$

[0067] Pour alimenter le filtre de Kalman étendu, il nous faut le gradient de h , on le note H et l'observation de l'erreur sera donc $H.dX$:

$$[0068] \quad H = \nabla h(X_{A,m}) = \begin{pmatrix} \frac{x_{A,m} - (x_{B,m} + V_{x,B}\Delta t)}{h(X_{A,m})} & \frac{y_{A,m} - (y_{B,m} + V_{y,B}\Delta t)}{h(X_{A,m})} \end{pmatrix}$$

[0069] On notera que, pour compenser l'asynchronisme entre l'observation distance et les recalages périodiques du filtre de Kalman de la centrale inertielle, un terme d'écart de datation proportionnel aux erreurs de vitesse $H\Delta t$ peut être ajouté dans l'observation de l'erreur H avec le vecteur d'état d'erreur de localisation complet.

[0070] Ici, l'observation de l'erreur H est définie dans le référentiel géographique local de l'aéronef 1A (noté $[g_A]$). On rappelle que le référentiel de la navigation inertielle est un repère horizontal local qui n'est pas, en général aligné en azimut avec le repère géographique local (ce qui permet de conserver une navigation près des pôles). Il faut donc faire passer le vecteur du référentiel géographique local au référentiel de la navigation inertielle mise en œuvre par l'aéronef 1A (référentiel bâti noté $[p]$). Le référentiel bâti est tourné d'un angle α par rapport au référentiel géographique local à l'aéronef 1A en NWU. L'angle α selon l'axe Z est appelé angle de mécanisation en

cap de la navigation inertielle (on parle ici d'une mécanisation horizontale azimut libre par opposition à une mécanisation horizontale asservie au Nord) et représente T_{gp} . Cet angle est évalué avec la valeur de position horizontale entretenue sous la forme d'une rotation (matrice, quaternion, ou autre) T_{pt} où $[t]$ est le repère terrestre (l'axe Z est aligné sur l'axe de rotation de la Terre et l'axe X sur le méridien de référence). On tient compte de cet angle de mécanisation pour calculer la direction vers l'autre aéronef dans le référentiel bâti (et donc dans le même référentiel que le module TCAS). Donc, on a finalement $H = T_{p/g_A} * \nabla h(X_{A,m})$.

[0071] Le bruit de mesure dépend de plusieurs éléments :

$$[0072] \quad R = E(v^2) = \frac{V(\delta x_B) (x_{A,m} - (x_{B,m} + V_{x,B} \Delta t))^2 + V(\delta y_B) (y_{A,m} - (y_{B,m} + V_{y,B} \Delta t))^2}{(h(X_{A,m}))^2} + V(\varepsilon_{TCAS})$$

[0073] On ne considère qu'un seul terme d'erreur à savoir

$$V(\delta x_B) = V(\delta y_B) = V(\delta POS_B) \text{ donc } R = V(\delta POS_B) + V(\varepsilon_{TCAS}).$$

[0074] Ce bruit de mesure se compose de trois termes :

- [0075] – un terme correspondant à l'erreur sur la connaissance de l'aéronef 1B sur sa position (cette information est transmise par le transpondeur 50 après une interrogation ADS-B) ;
- un terme correspondant à l'erreur sur la mesure de distance faite par le module TCAS,
- et un terme d'erreur résiduelle de compensation de la différence d'altitude entre les deux appareils pour calculer la distance horizontale $Dist_{TCAS_{horizontale}}$ à partir de la distance TCAS mesurée $Dist_{TCAS}$. Ce terme est le plus souvent négligeable car les altitudes des deux aéronefs sont précises.

[0076] Enfin, l'innovation partielle à prendre en compte dans le filtre de Kalman est :

$$[0077] \quad Dist_{TCAS_{horizontale}} - h(X_{A,m})$$

[0078] Le filtre utilisé est en réalité un filtre dit de Kalman-Schmidt qui correspond à un filtre de Kalman étendu classique auquel on ajoute une étape supplémentaire avant le recalage. Pour limiter les recalages sur certains états du vecteur d'états qui seraient simplement des artefacts de calcul, on multiplie le gain de Kalman calculé par un masque de Schmidt qui permet de sélectionner les recalages que l'on souhaite conserver. Dans notre cas, le masque de Schmidt est un vecteur contenant des « 1 » pour les deux états d'erreur de position horizontale, les deux états d'erreur de vitesse horizontale et les trois états d'erreur d'attitude. Tous les autres états d'erreur ne sont pas recalés par les données TCAS.

[0079] Comme le filtre de Kalman est linéaire, il ne prend pas en compte la non linéarité du

cercle sur lequel l'observation d'une distance est réalisée. Le filtre de Kalman réduit la covariance de la position selon l'axe entre les deux aéronefs en fonction de tous les paramètres du problème et laisse invariante la covariance de la position selon l'axe transverse. Il y a cependant une incertitude supplémentaire selon l'axe défini par la direction s'étendant depuis la position de l'aéronef A vers la position de l'aéronef B lors de la mesure de distance TCAS. Cette incertitude supplémentaire est notée Inc_{ax} et est due directement à l'incertitude transverse Inc_{transv} et à la non linéarité du cercle sur lequel la position de l'aéronef (PosA, PosB) a été replacée. Cette incertitude n'étant pas modélisée par le filtre de Kalman linéaire, on se doit de désensibiliser artificiellement la position horizontale en aval du recalage. Les filtres de Kalman pourvus de ce mécanisme d'adaptation du calcul des variances s'appellent couramment AEKF (de l'anglais « Adapted Extended Kalman Filter » ou Kalman Schmidt). Concrètement, on ajoute des termes à la matrice de covariance selon la position horizontale. Ceci est illustré sur la [Fig.4].

[0080] L'erreur axiale totale de position est donc égale à :

$$[0081] \quad \varepsilon_{axiale, tot} = \varepsilon_{axiale} + \varepsilon_{ajout}$$

[0082] Dans notre cas, il est inutile de considérer un terme d'erreur axiale lié à l'erreur verticale car le calcul est ici basé sur l'hypothèse que le recalage barométrique des centrales inertielles est assez précis pour négliger cette erreur verticale. On peut, par conséquent, négliger le terme d'erreur axiale dû à cette erreur verticale.

[0083] L'erreur axiale de position avant ajout est une erreur gaussienne centrée de fonction de répartition :

$$[0084] \quad \mathbb{P}(\varepsilon_{axiale} = x) = \frac{1}{\sigma_a \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2\sigma_a^2}} dx$$

[0085] Le terme σ_a représente l'incertitude en position horizontale selon l'axe entre les aéronefs avant désensibilisation.

[0086] L'erreur à ajouter est, après un calcul simple :

$$[0087] \quad \varepsilon_{ajout} = D - \sqrt{D^2 - \varepsilon_t^2}$$

[0088] avec D la distance entre les aéronefs et ε_t l'erreur de position transverse.

[0089] On peut linéariser cette erreur car on a $\left(\frac{\varepsilon_t}{D}\right)^2 \ll 1$ et on obtient $\varepsilon_{ajout} = \frac{\varepsilon_t^2}{D}$. On

remarque alors que cette erreur n'est plus une gaussienne et n'est pas centrée. L'idée est d'estimer cette erreur par une gaussienne englobante à N sigma (plus N est grand et plus la précision est importante). Comme l'erreur n'est pas centrée, il y a deux possibilités :

[0090] – désensibiliser de manière brute en estimant, par une gaussienne centrée, une variable aléatoire non centrée ; ou

- effectuer, préalablement à la désensibilisation, un recentrage de l'erreur en modifiant la position de recalage déterminée par le filtre de Kalman avant d'ensuite estimer la gaussienne englobante.

[0091] La deuxième méthode permet d'ajouter un terme d'erreur légèrement plus faible que la première méthode mais nécessite de modifier le vecteur d'état.

[0092] Après la réalisation de simulations, il ressort qu'un recalage en amont de la désensibilisation n'apporte qu'un gain minime sur l'incertitude en position (un gain de l'ordre de la dizaine de mètres face à un écart type de l'ordre du kilomètre ou même de la dizaine de kilomètres). On opte donc dans la suite pour la désensibilisation brute sans recalage préalable.

[0093] On veut modéliser l'erreur de position axiale par une gaussienne centrée. Il suffit pour cela de modéliser l'erreur ajoutée par une gaussienne centrée car l'erreur axiale avant ajout est déjà une gaussienne centrée. Il faut donc déterminer l'écart-type de la gaussienne centrée modélisant l'erreur ajoutée à N sigma et par conséquent résoudre l'équation suivante :

$$[0094] \quad \int_{-N\sigma}^{N\sigma} \mathbb{P}(\varepsilon_{ajout} = x) dx = \mathbb{P}(X \in [-N; N])$$

[0095] Avec X une gaussienne centrée réduite, on a par exemple :

$$[0096] \quad - \quad \mathbb{P}(X \in [-1; 1]) = 0,682689492137086, \text{ ou encore}$$

$$- \quad \mathbb{P}(X \in [-2; 2]) = 0,954499736103642.$$

[0097] On peut réécrire cette probabilité à partir de la fonction « erf » car on a, par définition de cette fonction :

$$[0098] \quad \text{erf} \left(\frac{z}{\sqrt{2}} \right) = P(X \in [-z; z]).$$

[0099] Il en résulte :

$$[0100] \quad \int_{-N\sigma}^{N\sigma} \mathbb{P}(\varepsilon_{ajout} = x) dx = \text{erf} \left(\frac{N}{\sqrt{2}} \right)$$

[0101] Il suffit ensuite d'ajouter l'écart-type σ obtenu dans la matrice de covariance le long de la direction horizontale axiale en position.

[0102] La densité de probabilité de ε_{ajout} est calculée comme suit :

$$[0103] \quad P(\varepsilon_t = x) = \frac{1}{\sigma_t \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2\sigma_t^2}} dx$$

[0104] Sachant que $\varepsilon_{ajout} = \frac{\varepsilon_t^2}{D}$, on a, pour $x > 0$:

$$[0105] \quad P(\varepsilon_{ajout} = x) = P(\varepsilon_t = \pm \sqrt{xD}) = \frac{\sqrt{D}}{\sigma_t \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{xD}{2\sigma_t^2}} \frac{1}{\sqrt{x}} dx, \text{ et}$$

$$[0106] \quad P(\varepsilon_{ajout} < 0) = 0$$

[0107] On veut σ tel que :

[0108]
$$\frac{\sqrt{D}}{\sigma_t \sqrt{2\pi}} \cdot \int_0^{N\sigma} e^{-\frac{x^2 D}{2\sigma_t^2}} dx = \text{erf} \left(\frac{n}{\sqrt{2}} \right)$$

[0109] On utilise la décomposition en série entière de la fonction exponentielle pour simplifier cette expression :

[0110]
$$\frac{\sqrt{D}}{\sigma_t \sqrt{2\pi}} \cdot \int_0^{N\sigma} \frac{1}{\sqrt{x}} \sum_{i=0}^{\infty} \frac{\left(-\frac{x^2 D}{2\sigma_t^2}\right)^i}{i!} dx = \text{erf} \left(\frac{n}{\sqrt{2}} \right)$$

[0111] En inversant la somme et l'intégrale, on obtient :

[0112]
$$\frac{1}{\sqrt{2\pi}} \sum_{i=0}^{\infty} \frac{(-1)^i D^{\frac{2i+1}{2}}}{\sigma_t^{2i+1} i! 2^i} \int_0^{N\sigma} x^{\frac{2i-1}{2}} dx = \text{erf} \left(\frac{n}{\sqrt{2}} \right)$$

[0113]
$$\frac{1}{\sqrt{2\pi}} \sum_{i=0}^{\infty} \frac{(-1)^i}{i! 2^{i-1} (2i+1)} \left(\frac{\sqrt{DN\sigma}}{\sigma_t} \right)^{2i+1} = \text{erf} \left(\frac{n}{\sqrt{2}} \right)$$

[0114]
$$\frac{2}{\sqrt{\pi}} \sum_{i=0}^{\infty} \frac{(-1)^i}{i! (2i+1)} \left(\frac{\sqrt{DN\sigma}}{\sigma_t \sqrt{2}} \right)^{2i+1} = \text{erf} \left(\frac{n}{\sqrt{2}} \right)$$

[0115] On retrouve la série entière de la fonction erf, d'où simplement :

[0116]
$$\text{erf} \left(\frac{\sqrt{DN\sigma}}{\sigma_t \sqrt{2}} \right) = \text{erf} \left(\frac{n}{\sqrt{2}} \right)$$

[0117] L'aspect bijectif de la fonction erf nous donne donc l'égalité des termes à l'intérieur de la fonction $\frac{\sqrt{DN\sigma}}{\sigma_t} = N$.

[0118] On obtient finalement le terme σ à ajouter le long de la variance axiale en position :

[0119]
$$\sigma = \frac{N\sigma_t^2}{D}$$

[0120] On notera que, dans le cas où l'on recalerait le vecteur d'état en amont de cette désensibilisation pour recentrer cette erreur ajoutée, on obtiendrait le résultat suivant $\sigma_{\text{avec recalage}} = \frac{\sigma_t^2}{D} \left(N - \frac{1}{N} \right)$. Cela confirme que pour $N > 2$, la différence avec la méthode présentée au-dessus est négligeable par rapport à l'incertitude globale en position horizontale.

[0121] Pour obtenir σ_a et σ_t , il faut les extraire de la matrice de covariance P. Pour cela il faut faire tourner la matrice 2x2 des covariances de position horizontale (extraite de la matrice de covariance P) et la faire tourner d'un angle

$$\theta = \arctan \left(\frac{\begin{pmatrix} (y_A - y_B) \\ (x_A - x_B) \end{pmatrix}_{s_A}}{s_A} \right) - \alpha = \arctan \left(\frac{\begin{pmatrix} (y_A - y_B) \\ (x_A - x_B) \end{pmatrix}_{p_A}}{p_A} \right)$$

respondant au référentiel géographique local de l'aéronef 1A et l'indice P_A correspondant au repère bâti de l'aéronef 1A. On a alors $\sigma_a = \left[R_{\theta} P_{pos} R'_{\theta} \right] (1,1)$ et

$$\sigma_i = \left[R_\theta P_{pos} R_\theta' \right] (2,2).$$

- [0122] Il faut enfin ajouter le σ obtenu précédemment au terme (1,1) de cette matrice extraite avant de la remettre dans la bonne base et de la réinjecter dans la matrice de covariance P.
- [0123] Chaque recalage améliore l'incertitude en position horizontale (principalement mais aussi légèrement les incertitudes en vitesse horizontale et en attitude).
- [0124] Plus, la position de l'aéronef 1B rencontré est précise et plus l'incertitude de la position de l'aéronef 1A diminue lors du recalage. En effet, plus elle est précise et moins le bruit de mesure est important ; plus il est possible de se fier à cette mesure et de recalculer plus précisément la position de l'aéronef 1A.
- [0125] Assez logiquement, on observera une densité de recalage bien plus grande au début et à la fin du vol car la densité d'avions au-dessus des terres et au voisinage des aéroports est plus importante.
- [0126] De plus, une majorité des recalages qui ont lieu sont des doubles recalages ce qui améliore grandement les incertitudes de l'aéronef considéré. En effet, chaque double recalage comprend deux recalages séparés de quelques secondes et réalisés avec un ou des aéronefs différents positionnés par rapport à l'aéronef considéré selon des directions géographiques suffisamment différentes (formant typiquement entre elles un angle supérieur à 30°) pour apporter une précision de recalage. Ces doubles recalages sont obtenus naturellement lors de croisements de l'aéronef considéré avec un ou plusieurs autres aéronefs (avec une séparation horizontale suffisante).
- [0127] On notera que le procédé de recalage décrit permet de prendre en compte la non-linéarité de la mesure de distance fournie par le module TCAS, ce qui permet d'exploiter cette mesure alors même que les systèmes de navigation mettent en œuvre des modèles d'erreur généralement linéaires.
- [0128] Bien entendu, l'invention n'est pas limitée au mode de réalisation décrit mais englobe toute variante entrant dans le champ de l'invention telle que définie par les revendications.
- [0129] En particulier, le système mettant en œuvre l'invention peut avoir une structure différente de celle décrite.
- [0130] La position envoyée par le transpondeur peut être issue de la navigation hybridée entretenue à une relativement haute fréquence par exemple de 50 Hz à 100 Hz (la datation n'est alors pas utile) ou fournie directement par le récepteur satellitaire (mais généralement à une cadence plus faible, de l'ordre de 1 Hz). Le transpondeur 50 peut alors avoir un lien direct avec le récepteur satellitaire 20.
- [0131] Le transpondeur 50 peut alors avoir un lien direct avec la centrale inertielle 30.
- [0132] Bien que la distance entre aéronef soit déterminée à partir du temps de vol des

signaux, il est possible également d'estimer la distance à partir d'une puissance du signal reçu par le transpondeur 50. La puissance du signal reçu est ici utilisée sous la forme du rapport signal à bruit du signal reçu. Ce rapport dépend de la distance entre le transpondeur et le récepteur, de la puissance d'émission (transpondeur de 1 à 5 watts TBC), du gain de l'antenne d'émission (antenne du transpondeur de l'aéronef intrus B), du gain de l'antenne du transpondeur 50, et de l'atténuation atmosphérique. Néanmoins, on a pu déterminer expérimentalement que la distance peut être approximée par une loi du second degré du rapport signal à bruit. La loi retenue est valable sur la plage de distance considérée, ici entre 1 et 10 km.

[0133] Les rotations peuvent être exprimées sous forme de matrice, quaternion, ou autre.

[0134] On notera que, si l'aéronef 1B utilise un autre référentiel que le référentiel de navigation de l'aéronef 1A, le procédé comprend l'étape de calculer la position de l'aéronef 1B dans le référentiel de navigation de l'aéronef 1A.

[0135] La navigation hybridée peut être recalée en utilisant la position de l'aéronef 1B si l'estimation d'incertitude $\sigma(A)$ de la position de l'aéronef 1A est supérieure à l'estimation d'incertitude $\sigma(B)$ de la position de l'aéronef 1B sans recourir à un coefficient C.

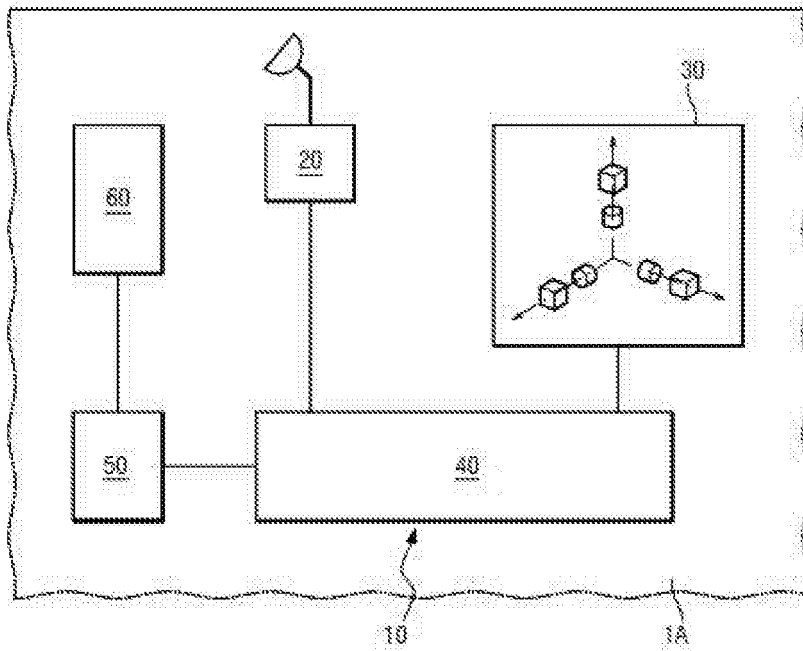
[0136] L'opportunité du recalage peut être décidée à partir d'un ou plusieurs critères.

Revendications

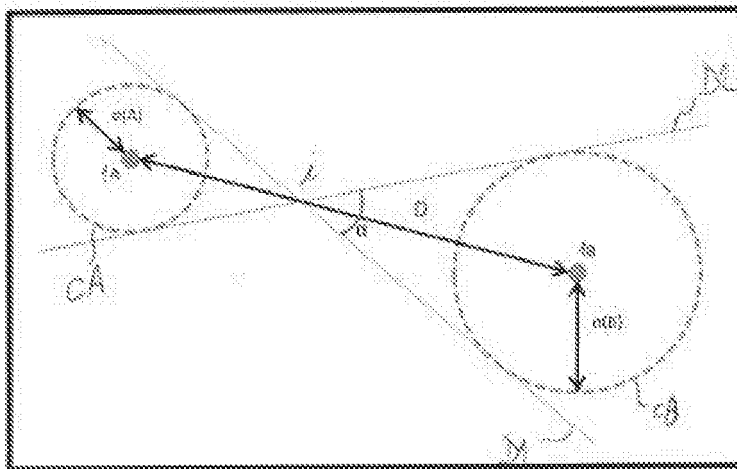
- [Revendication 1] Procédé de navigation d'un premier aéronef (1A) équipé d'un système TCAS (50) et d'un système ADS-B qui permettent de déterminer une distance séparant le premier aéronef (1A) d'au moins un deuxième aéronef (1B) et de recevoir de chaque deuxième aéronef (1B) un signal contenant au moins un identifiant du deuxième aéronef (1B), une position du deuxième aéronef (1B) et une estimation d'incertitude sur la position du deuxième aéronef (1B) ; le procédé comprenant l'étape de déterminer une navigation hybridée du premier aéronef (1A) en calculant des positions successives du premier aéronef (1A) à partir de données inertielles de positionnement provenant d'une centrale inertielle (30) et de données satellitaires de positionnement provenant d'un récepteur de signaux satellitaires de positionnement (20), caractérisé en ce que, en cas de défaillance du récepteur de signaux satellitaires (20), le procédé comprend les étapes :
- comparer l'estimation d'incertitude de la position du deuxième aéronef (1B) avec une estimation d'incertitude de la position du premier aéronef (1A),
 - si l'estimation d'incertitude de la position du premier aéronef (1A) est supérieure à l'estimation d'incertitude de la position du deuxième aéronef (1B), recalculer la navigation hybridée en utilisant la position du deuxième aéronef (1B) et la distance séparant le premier aéronef du deuxième aéronef (1B).
- [Revendication 2] Procédé selon la revendication 1, dans lequel la navigation hybridée est recalculée en utilisant la position du deuxième aéronef (1B) si l'estimation d'incertitude de la position du premier aéronef (1A) est supérieure à l'estimation d'incertitude de la position du deuxième aéronef (1B) multipliée par un coefficient supérieur à un.
- [Revendication 3] Procédé selon la revendication 1 ou 2, dans lequel la navigation hybridée est recalculée en utilisant la position du deuxième aéronef (1B) si une position antérieure du deuxième aéronef (1B) n'a pas déjà été utilisée pour un précédent recalcul.
- [Revendication 4] Procédé selon la revendication 1 ou 2, dans lequel la navigation hybridée est recalculée en utilisant la position du deuxième aéronef (1B) alors même qu'une position antérieure du deuxième aéronef (1B) a déjà

- été utilisée pour un précédent recalage si le deuxième aéronef (1B) suit un cap différent du cap qu'il suivait lors du précédent recalage.
- [Revendication 5] Procédé selon la revendication 3, dans lequel les caps présentent un angle ayant un cosinus ayant une valeur absolue au plus égale à 0,5.
- [Revendication 6] Procédé selon la revendication 4 ou 5, dans lequel les caps sont calculés à partir de positions du deuxième aéronef (1B) successivement transmises au premier aéronef (1A).
- [Revendication 7] Procédé selon la revendication 1, dans lequel les estimations d'incertitudes comprennent respectivement : un premier rayon d'un premier cercle d'incertitude (CA) centré sur la position du premier aéronef (1A) et une première probabilité que le premier aéronef (1A) se trouve hors du premier cercle, et un deuxième rayon d'un deuxième cercle d'incertitude (CB) centré sur la position du deuxième aéronef (1B) et une deuxième probabilité que le deuxième aéronef (1B) se trouve hors du deuxième cercle ; et dans lequel la navigation hybridée est recalée en utilisant la position du deuxième aéronef (1B) si l'angle de vue des cercles d'incertitude est inférieur à 36° environ.
- [Revendication 8] Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le système TCAS (50) effectue une mesure de l'azimut du deuxième aéronef (1B) et dans lequel la navigation hybridée est recalée en utilisant la position du deuxième aéronef (1B) si l'azimut mesuré est cohérent avec un azimut déduit de la position du deuxième aéronef (1B), de la position du premier aéronef (1A) et d'une attitude du premier aéronef (1A).
- [Revendication 9] Aéronef comprenant un dispositif de navigation agencé pour mettre en œuvre le procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes.

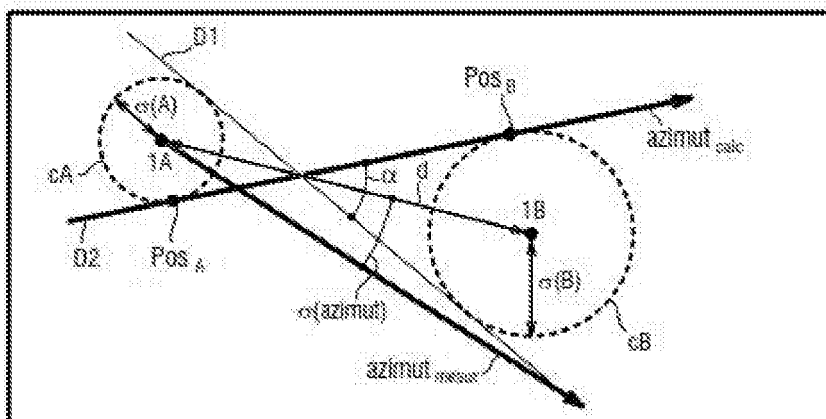
[Fig. 1]



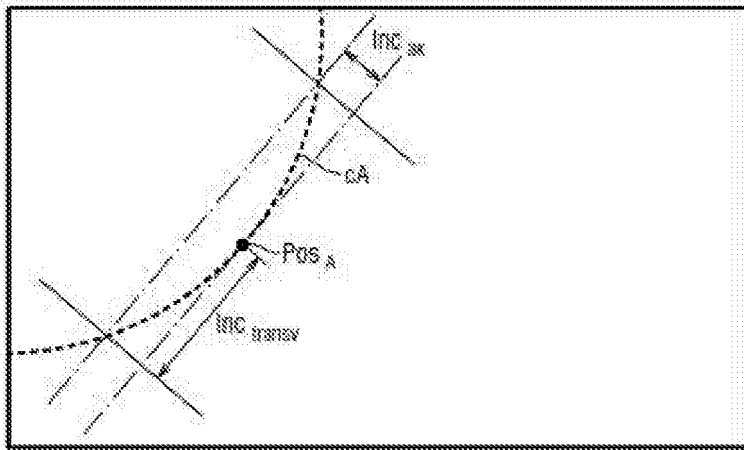
[Fig. 2]



[Fig. 3]



[Fig. 4]



RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

Le demandeur a maintenu les revendications.

Le demandeur a modifié les revendications.

Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

**1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN
CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION**

NEANT

**2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN
TECHNOLOGIQUE GENERAL**

US 2018/061252 A1 (FENG GANG [US] ET AL)
1 mars 2018 (2018-03-01)

US 2015/331099 A1 (WU RYAN HAOYUN [US] ET
AL) 19 novembre 2015 (2015-11-19)

**3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND
DE LA VALIDITE DES PRIORITES**

NEANT