

19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

11) N° de publication :

2 917 852

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

21) N° d'enregistrement national :

07 04528

51) Int Cl⁸ : G 05 D 1/00 (2006.01), G 01 C 23/00, B 64 D 43/00,
G 08 G 1/0969

12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22) Date de dépôt : 25.06.07.

30) Priorité :

43) Date de mise à la disposition du public de la
demande : 26.12.08 Bulletin 08/52.

56) Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

60) Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

71) Demandeur(s) : AIRBUS FRANCE Société par
actions simplifiée — FR.

72) Inventeur(s) : HUYNH JEAN PHILIPPE, GUILLET
ALAIN, DÄTLER STEPHANE et ORTET GREGORY.

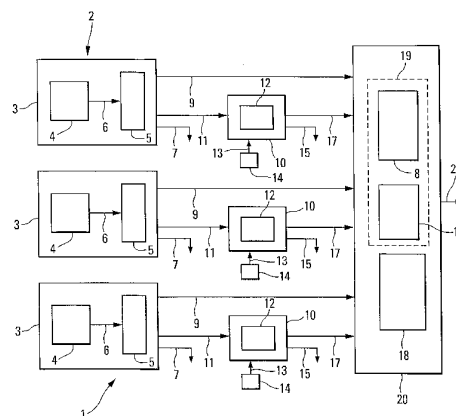
73) Titulaire(s) :

74) Mandataire(s) : CABINET BONNETAT.

54) PROCÉDE ET DISPOSITIF POUR DÉTERMINER UNE POSITION FIABLE D'UN AÉRONEF.

57) Procédé et dispositif pour déterminer une position fiable d'un aéronef.

Le dispositif (1) comporte des moyens (3, 10) pour déterminer différentes valeurs de position d'un aéronef et des moyens (8, 16, 18) pour en déduire une position fiable, en mettant en oeuvre des tests de cohérence et une méthode de consolidation.



FR 2 917 852 - A1



La présente invention concerne un procédé et un dispositif pour déterminer une position courante fiable d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport.

Pour guider un aéronef de la manière la plus précise possible, il est
5 nécessaire d'avoir à disposition, en temps réel, une information concernant sa position, qui soit très fiable. Ceci sera particulièrement vrai avec les futures opérations aériennes de précision de type RNP AR ("Required Navigation Performance with Approval Required" en anglais), en approche et au décollage, qui requièrent de naviguer à l'intérieur d'un couloir
10 et de ne pas en sortir. A l'extérieur de ce couloir se trouve potentiellement du relief ou d'autres aéronefs. La demande de brevet FR-2 887 329 décrit un dispositif d'affichage particulier qui est adapté à une opération ou procédure de type RNP. Selon une telle procédure, l'aéronef est généralement guidé suivant un plan de vol prédéterminé, en devant respecter des
15 contraintes de performance strictes.

De plus, on sait qu'en général les opérations de type RNP sont des opérations qui sont réalisées essentiellement à l'aide de récepteurs usuels associés à un système de navigation global par satellites de type GNSS ("Global Navigation Satellite System" en anglais) qui englobe l'ensemble
20 des systèmes de navigation par satellites (GPS, Galiléo, ...) existants, à l'aide d'un système inertiel, et à l'aide d'au moins un système de gestion de vol par exemple de type FMS ("Flight Management System" en anglais).

Généralement, le ou les systèmes de gestion de vol élaborent une
25 position de l'aéronef pour le reste des autres systèmes utilisateurs embarqués. Pour ce faire, chaque système de gestion de vol utilise, en général,

soit des informations reçues directement desdits récepteurs de type GNSS (c'est-à-dire des récepteurs associés audit système GNSS), soit des informations hybrides utilisant des données inertielles, pour mettre en œuvre un algorithme de sélection et construire (calculer) une position de l'aéronef. On notera que la demande de brevet FR-2 888 643 décrit un procédé pour déterminer une position au sol d'un avion en utilisant des données inertielles.

Or, le calcul de position est mis en œuvre dans un système de gestion de vol selon une chaîne simple, qui est réalisée avec un logiciel de type DAL C ou de type DAL B. De plus, le récepteur GNSS et le système inertiel sont au minimum de type DAL B. Aussi, ces différents moyens ne permettent pas de déterminer une position fiable de l'aéronef (y compris dans des cas dégradés), capable de supporter des opérations aériennes critiques, telles que les futures opérations de type RNP AR précitées.

On sait que l'un des problèmes majeurs posés par les opérations de type RNP AR est qu'elles reposent sur l'utilisation d'une position très fiable, aussi bien horizontalement que verticalement.

A l'heure actuelle, les opérations de type RNP AR sont encore assimilées à des opérations d'approche de non précision et sont donc compatibles avec l'utilisation d'un système de gestion de vol usuel pour le calcul de la position. Cependant, l'une des caractéristiques des opérations de type RNP AR est que l'aéronef doit circuler le long d'un chemin précis dans l'espace pour éviter des obstacles potentiels (montagne, ...) beaucoup plus proches que ce qui est réalisé aujourd'hui de façon courante.

De plus, même si d'un point de vue réglementaire actuel, l'exigence spécifique de fiabilité est satisfaite avec les architectures usuelles précitées, il y aura un avantage important à disposer à l'avenir d'une architecture significativement plus robuste aux défaillances de position dans

le contexte desdites futures opérations de type RNP AR, qui seront assimilées à des opérations de précision.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé qui permet de déterminer une position particulièrement fiable d'un aéronef, et ceci sans avoir à modifier de façon importante les moyens, notamment les calculateurs, existant actuellement sur un aéronef pour mettre en œuvre ce procédé, et sans perturber les systèmes utilisateurs existants.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé selon lequel, à une étape a), on engendre au moins trois premières valeurs de position qui concernent chacune la position courante de l'aéronef, chacune de ces trois premières valeurs de position est engendrée à partir d'informations issues respectivement de récepteurs embarqués qui sont associés à un système de positionnement par satellites, par exemple de type GNSS, est remarquable en ce que l'on réalise, de plus, les opérations suivantes :

b) on met en œuvre des tests de cohérence pour vérifier si ces premières valeurs de position sont cohérentes entre elles, ces tests de cohérence (précisés ci-dessous) permettant de déclarer pour chacune desdites premières valeurs de position si elle est valide ou non en terme de fiabilité ;

c) on calcule, à l'aide desdites premières valeurs de position et à l'aide d'informations inertielles, au moins deux secondes valeurs de position qui concernent chacune la position courante de l'aéronef et qui correspondent à des valeurs de position hybrides ;

d) on met en œuvre des tests de cohérence pour vérifier si lesdites secondes valeurs de position sont cohérentes entre elles, ces tests de cohérence permettant de déclarer pour chacune desdites secondes valeurs de position si elle est valide ou non en terme de fiabilité ; et

e) à partir d'au moins certaines desdites premières et secondes valeurs de position qui ont été déclarées valides au moyen des tests de cohérence mis en œuvre auxdites étapes b) et d), on détermine, à l'aide d'une méthode de consolidation (précisée ci-dessous), une position courante fiable (dite consolidée) de l'aéronef.

Cette position courante fiable de l'aéronef peut être transmise à tout type de système utilisateur embarqué sur l'aéronef.

Ainsi, grâce à l'invention, et notamment grâce :

- à la prise en compte de deux types de valeurs de position, à savoir lesdites premières valeurs de position qui sont engendrés à l'aide des informations fournies par des récepteurs embarqués et lesdites secondes valeurs de position qui sont calculées à l'aide de ces premières valeurs de position et d'informations inertielles ;
- à la prise en compte uniquement de premières et de secondes valeurs de position qui ont été déclarées valides en termes de fiabilité ; et
- à la mise en œuvre d'une méthode de consolidation particulière, précisée ci-dessous,

on obtient une position particulièrement fiable de l'aéronef.

En outre, comme précisé davantage ci-dessous, pour mettre en œuvre ledit procédé, il n'est pas nécessaire de beaucoup modifier, structurellement et électriquement, les systèmes (notamment les calculateurs) existants. De plus, la mise en œuvre dudit procédé n'a aucune répercussion sur les systèmes utilisateurs, qui ne doivent donc pas être modifiés lorsqu'ils utilisent la position fiable déterminée à l'aide du procédé conforme à l'invention.

De façon avantageuse, aux étapes a) et c), on détermine pour chaque valeur de position un espace de probabilité, chaque espace de probabilité étant centré autour de la valeur de position correspondante et définissant le volume dans lequel est situé, à une probabilité supérieure à

un seuil prédéterminé (par exemple 10^{-7} /heure de vol ou 10^{-9} /heure de vol), la position effective de l'aéronef.

En outre, selon l'invention, lesdits tests de cohérence [mis en œuvre à l'étape b) ou à l'étape d)] consistent à tester deux à deux des (premières ou secondes) valeurs de position, et chaque test de cohérence consiste à déterminer une valeur de seuil qui dépend des rayons des espaces de probabilité associés aux deux valeurs de position testées et à comparer la distance entre ces deux valeurs de position à ladite valeur de seuil, de sorte que, si ladite distance est supérieure à cette valeur de seuil, un problème de fiabilité existe entre les deux valeurs de position testées. Si un problème de fiabilité existe, on peut déterminer la valeur de position qui n'est pas valide en réalisant des tests de cohérence deux à deux avec au moins deux valeurs de position différentes.

De préférence, les tests de cohérence mis en œuvre à l'étape b) ou à l'étape d) sont réalisés dans au moins deux calculateurs différents, ce qui permet de protéger la mise en œuvre du procédé conforme à l'invention contre une éventuelle défaillance d'un desdits calculateurs.

Dans un mode de réalisation particulier, si une (première ou seconde) valeur de position est déclarée non valide à l'une des étapes b) et d), on indique une panne d'un moyen technique embarqué, qui est à l'origine du défaut de fiabilité de cette valeur de position.

Par ailleurs, selon l'invention, la méthode de consolidation mise en œuvre à l'étape e) et précisée ci-dessous, peut également être utilisée aux étapes b) et d) pour déterminer une première position fiable auxiliaire ou une seconde position fiable auxiliaire, à partir desdites premières valeurs de position ou desdites secondes valeurs de position. Une telle première position fiable auxiliaire dite consolidée peut être transmise à un système utilisateur qui utilise habituellement l'une desdites premières valeurs de

position. Cela s'applique par analogie à la seconde position fiable auxiliaire dite consolidée.

On notera que les caractéristiques précédentes peuvent également être appliquées à des troisièmes valeurs de position qui correspondent à des positions inertielles (courantes) de l'aéronef et qui sont déterminées par un système inertiel. Ces troisièmes valeurs de position peuvent représenter lesdites informations inertielles qui sont également utilisées pour calculer lesdites secondes valeurs de position.

En outre, afin d'augmenter la précision du calcul desdites secondes valeurs de position (valeurs de position hybrides), on détermine à l'étape c), ces secondes valeurs de position uniquement à l'aide de premières valeurs de position qui ont été précédemment déclarées valides [à l'étape b)].

En outre, une méthode de consolidation préférée consiste :

α) à faire des tests de cohérence pour vérifier tous les couples de valeurs de position, par exemple une première valeur de position et une seconde valeur de position, dans le but d'éliminer une valeur de position éventuellement non fiable par rapport aux autres. Un tel test de cohérence peut être basé, par exemple, sur l'écart entre chaque valeur de position et sur l'espace de probabilité associé à chaque valeur de position ;

β) à faire des tests de performance pour identifier, parmi les valeurs de position testées comme cohérentes (c'est-à-dire fiables) à l'étape α), le meilleur couple de valeurs de position, à savoir celui présentant la meilleure fiabilité. Un tel test de performance peut être basé, par exemple, sur l'écart entre chaque valeur de position et sur l'espace de probabilité associé à chaque valeur de position ; et

γ) à calculer, à partir du meilleur couple de valeurs de position déterminé à l'étape β), une valeur intermédiaire de position, ainsi qu'un espace de

probabilité associé. Cette valeur intermédiaire de position peut correspondre, par exemple, à la moyenne ou à un barycentre pondéré des valeurs de position dudit meilleur couple. Cette valeur intermédiaire de position représente la valeur de position la plus fiable calculable (c'est-à-dire la position courante fiable consolidée précitée).

Cette méthode de consolidation est valable s'il existe au moins deux valeurs de position disponibles. Elle est toutefois plus efficace s'il existe au moins trois valeurs de position disponibles.

De préférence, ladite méthode de consolidation est mise en œuvre dans au moins deux calculateurs différents, ce qui permet de protéger la mise en œuvre du procédé conforme à l'invention contre une éventuelle défaillance d'un desdits calculateurs.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, à l'étape a), deux desdits récepteurs utilisés sont destinés de façon usuelle à la navigation, et un troisième desdits récepteurs utilisés est uniquement destiné à la surveillance. Ceci permet en principe de toujours disposer d'une première valeur de position, puisque la perte simultanée de la position pour la surveillance et la navigation est très improbable.

La présente invention concerne également un dispositif pour déterminer une position fiable d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport.

Selon l'invention, ledit dispositif du type comportant un système susceptible d'engendrer au moins trois premières valeurs de position qui concernent chacune la position courante de l'aéronef, ledit système comportant des récepteurs embarqués qui sont associés à un système de positionnement par satellites (par exemple de type GNSS) et qui sont susceptibles, chacun, de fournir des informations permettant d'engendrer une première valeur de position, est remarquable en ce qu'il comporte de plus :

- des premiers moyens pour mettre en œuvre des tests de cohérence permettant de vérifier si ces premières valeurs de position sont cohérentes entre elles, ces tests de cohérence permettant de déclarer pour chacune desdites premières valeurs de position si elle est valide ou non en terme de fiabilité ;
- des deuxièmes moyens pour calculer, à l'aide desdites premières valeurs de position et à l'aide d'informations inertielles, au moins deux secondes valeurs de position qui concernent chacune la position courante de l'aéronef et qui correspondent à des valeurs de position hybrides ;
- des troisièmes moyens pour mettre en œuvre des tests de cohérence permettant de vérifier si lesdites secondes valeurs de position sont cohérentes entre elles, ces tests de cohérence permettant de déclarer pour chacune desdites secondes valeurs de position si elle est valide ou non en terme de fiabilité ; et
- des quatrièmes moyens pour déterminer, à partir d'au moins certaines desdites premières et secondes valeurs de position qui ont été déclarées valides par lesdits premiers et troisièmes moyens, une position courante fiable de l'aéronef, en mettant en œuvre une méthode de consolidation.

La présente invention concerne également un aéronef muni d'un tel dispositif.

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

Les figures 1 et 5 à 7 sont des schémas synoptiques de différents modes de réalisation d'un dispositif conforme à l'invention.

Les figures 2A, 2B, 3A, 3B, 4A et 4B sont des schémas qui permettent de bien expliquer les caractéristiques d'un test de cohérence conforme à l'invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est embarqué sur un aéronef, en particulier un avion de transport, non représenté, et est destiné à déterminer en temps réel une position courante de cet aéronef, position courante qui doit être très
5 fiable.

Ledit dispositif 1 est du type comportant un système 2 qui est susceptible d'engendrer au moins trois premières valeurs de position. Chacune de ces premières valeurs de position est une valeur indiquant la position courante de l'aéronef. Ledit système 2 comporte des unités 3 qui
10 sont associées à un système de positionnement par satellites, de préférence à un système de navigation global par satellites de type GNSS ("Global Navigation Satellite System" en anglais) qui englobe l'ensemble des systèmes de navigation par satellites (GPS, Galiléo, ...) existants. Ces unités 3 sont susceptibles chacune d'engendrer au moins une première
15 valeur de position.

De façon usuelle, chacune de ces unités 3 comporte :

- un récepteur 4 usuel, muni d'une antenne, qui permet notamment de recevoir des informations de satellites faisant partie dudit système de positionnement par satellite ; et
- 20 – des moyens de calcul 5 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 6 audit récepteur 4 et qui sont formés de manière à déterminer, de façon usuelle, à partir des informations reçues, une première valeur de position.

Ces unités 3 peuvent transmettre, de façon usuelle, ces informations de position à des systèmes utilisateurs (non représentés) de l'aéronef, par l'intermédiaire d'une liaison 7.
25

Selon l'invention, ledit dispositif 1 comporte de plus :

- des moyens 8 pour mettre en œuvre des tests de cohérence permettant de vérifier si les premières valeurs de position, reçues desdites unités 3

à chaque fois par l'intermédiaire d'une liaison 9, sont cohérentes entre elles. Ces tests de cohérence précisés ci-dessous permettent de déclarer, pour chacune des premières valeurs de position reçues desdites unités 3, si elle est valide ou non en termes de fiabilité ;

- 5 – des unités 10 qui sont reliées chacune par l'intermédiaire d'une liaison 11 auxdites unités 3 (notamment dans l'exemple de la figure 1) et qui sont formées de manière à calculer, de façon usuelle, des secondes valeurs de position qui représentent chacune la position courante de l'aéronef et qui correspondent à des valeurs de position hybrides. Pour ce
- 10 faire, lesdites unités 10 comportent chacune un moyen de calcul 12 qui détermine une seconde valeur de position à partir d'une première valeur de position reçue d'une unité 3 et à partir d'informations inertielles reçues par l'intermédiaire d'une liaison 13 de moyens 14. Les différents moyens 14 peuvent faire partie d'un système inertiel usuel ;
- 15 – des moyens 16 qui mettent en œuvre des tests de cohérence permettant de vérifier si les secondes valeurs de position reçues par l'intermédiaire de liaisons 17 desdites unités 10 sont cohérentes entre elles. Ces tests de cohérence précisés ci-dessous permettent de déclarer, pour chacune de ces secondes valeurs de position, si elle est valide ou non
- 20 en termes de fiabilité ; et
- des moyens 18 pour déterminer, à partir d'au moins certaines desdites premières et secondes valeurs de position qui ont été déclarées valides par lesdits moyens 8 et 16, une position courante fiable de l'aéronef, en mettant en œuvre une méthode de consolidation précisée ci-dessous.

25 Dans un mode de réalisation particulier, lesdits moyens 8 et 16 font partie d'une seule et même unité 19 qui réalise tous les tests de cohérence, et lesdits moyens 8, 16 et 18 sont intégrés dans un calculateur 20 qui est en mesure de transmettre les résultats des traitements réalisés par ces moyens 8, 16 et 18, et notamment ladite position fiable de l'aéro-

nef, par l'intermédiaire d'une liaison 21 à des systèmes utilisateurs usuels (non représentés) de l'aéronef.

En outre, les unités 3 sont, par exemple, des récepteurs multimodes d'aide à l'atterrissage de type MMR ("Multi Mode Receiver" en anglais).

Ainsi, grâce à l'invention, et notamment grâce :

- à la prise en compte de deux types de valeurs de position, à savoir lesdites premières valeurs de position qui sont engendrés (par les unités 3) à l'aide des informations fournies par des récepteurs 4 embarqués et lesdites secondes valeurs de position qui sont calculées (par les unités 10) à l'aide de ces premières valeurs de position et d'informations inertielles ;
- à la prise en compte (par les moyens 18) uniquement de premières et de secondes valeurs de position qui ont été déclarées valides en termes de fiabilité (par les moyens 8 et 16) ; et
- à la mise en œuvre (par les moyens 18) d'une méthode de consolidation particulière, précisée ci-dessous,

le dispositif 1 permet de calculer et de transmettre, en temps réel, une position courante, particulièrement fiable, de l'aéronef.

En outre, pour réaliser ledit dispositif 1, il n'est pas nécessaire de beaucoup modifier, structurellement et électriquement, les systèmes (notamment les calculateurs) existants. De plus, ce dispositif 1 n'a aucune répercussion sur les systèmes utilisateurs, qui ne doivent donc pas être modifiés lorsqu'ils utilisent la position fiable déterminée par ce dernier.

Lesdits moyens 5 déterminent, en plus de chaque première valeur de position, un espace de probabilité associé. Chaque espace de probabilité est centré autour de la première valeur de position correspondante et définit le volume dans lequel est situé, à une probabilité supérieure à un

seuil prédéterminé (par exemple 10^{-7} /heure de vol ou 10^{-9} /heure de vol), la position effective (courante) de l'aéronef.

De même, lesdits moyens 12 déterminent également, pour chaque seconde valeur de position, un espace de probabilité associé. Dans ce cas, chaque espace de probabilité est centré autour de la seconde valeur de position correspondante, et il définit le volume dans lequel est situé, à une probabilité supérieure à un seuil prédéterminé (par exemple 10^{-7} /heure de vol ou 10^{-9} /heure de vol), la position effective (courante) de l'aéronef.

Dans un mode de réalisation particulier, les tests de cohérence mis en œuvre par lesdits moyens 8 consistent à tester deux à deux des premières valeurs de position reçues desdites unités 3. De même, lesdits tests de cohérence mis en œuvre par lesdits moyens 16 consistent à tester deux à deux des secondes valeurs de position reçues desdites unités 10. On notera que lesdits moyens de test, au lieu d'être intégrés dans le calculateur 20, peuvent également être intégrés dans chacune desdites unités 3 et dans chacune desdites unités 10.

Dans un mode de réalisation préféré, pour mettre en œuvre un test de cohérence avec des (premières ou secondes) valeurs de position P1 et P2, les moyens 8 et/ou les moyens 16 comportent :

- un élément pour déterminer une valeur de seuil VS qui dépend des rayons HPL1 et HPL2 des espaces de probabilité (illustrés par des cercles C1 et C2 sur les figures 2A à 4B) associés aux deux valeurs de position P1 et P2 testées ; et
- un élément pour comparer la distance P1P2 entre ces deux valeurs de position P1 et P2 à ladite valeur de seuil VS, de sorte que, si ladite distance P1P2 est supérieure à cette valeur de seuil VS, un problème de fiabilité (ou de cohérence) existe entre ces deux valeurs de position P1 et P2 testées.

Si un problème de fiabilité existe, les moyens 8 et 16 peuvent déterminer la valeur de position qui n'est pas valide en réalisant des tests de cohérence, deux à deux, avec au moins deux valeurs de position différentes.

5 Dans un premier exemple représenté sur les figures 2A et 2B, ladite valeur de seuil VS correspond à la valeur minimale des rayons HPL1 et HPL2. Dans ce cas :

- dans l'exemple de la figure 2A, comme $P1 \ P2 < VS$, les deux valeurs P1 et P2 sont cohérentes entre elles ; et
- 10 – dans l'exemple de la figure 2B, comme $P1 \ P2 > VS$, les deux valeurs P1 et P2 ne sont pas cohérentes entre elles.

Dans ce premier exemple, deux valeurs de position P1 et P2 sont cohérentes entre elles, si chaque cercle C1, C2 illustrant un espace de probabilité englobe le centre de l'autre cercle.

15 Dans un deuxième exemple représenté sur les figures 3A et 3B, ladite valeur de seuil VS correspond à la somme des rayons HPL1 et HPL2. Dans ce cas :

- dans l'exemple de la figure 3A, comme $P1 \ P2 < VS$, les deux valeurs P1 et P2 sont cohérentes entre elles ; et
- 20 – dans l'exemple de la figure 3B, comme $P1 \ P2 > VS$, les deux valeurs P1 et P2 ne sont pas cohérentes entre elles.

Dans ce deuxième exemple, deux valeurs de position P1 et P2 sont cohérentes entre elles, si les deux cercles C1 et C2 correspondants présentent une intersection.

25 En outre, dans un troisième exemple représenté sur les figures 4A et 4B, ladite valeur de seuil VS correspond à la valeur maximale des rayons HPL1 et HPL2. Dans ce cas :

- dans l'exemple de la figure 4A, comme $P1 \ P2 < VS$, les deux valeurs P1 et P2 sont cohérentes entre elles ; et

– dans l'exemple de la figure 4B, comme $P1 P2 > Vs$, les deux valeurs P1 et P2 ne sont pas cohérentes entre elles.

Dans ce troisième exemple, deux valeurs de position P1 et P2 sont cohérentes entre elles, si au moins un cercle C1, C2 englobe le centre P1, P2 de l'autre cercle.

De préférence, les tests de cohérence mis en œuvre par les moyens 8 et ceux mis en œuvre par les moyens 16 sont réalisés dans au moins deux calculateurs différents, ce qui permet de protéger les traitements conformes à l'invention contre une éventuelle défaillance d'un desdits calculateurs.

Dans un mode de réalisation particulier, le dispositif 1 comporte, comme représenté sur la figure 5, des moyens 22 qui sont par exemple intégrés dans chaque unité 3 et qui sont formés de manière à rechercher (puis à indiquer) une panne d'un moyen technique embarqué, en particulier du récepteur 4, lorsqu'une première valeur de position a été déclarée non valide à l'aide d'un test de cohérence du type précité.

En outre, dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif 1 comporte également des moyens 23 (représentés sur la figure 5) qui sont par exemple intégrés dans chaque unité 10 et qui sont formés de manière à rechercher (puis à indiquer) une panne d'un moyen technique embarqué, lorsqu'une seconde valeur de position a été déclarée non valide à l'aide d'un test de cohérence du type précité.

En outre, dans un mode de réalisation particulier, afin d'augmenter la précision du calcul des secondes valeurs de position (valeurs de position hybrides), les unités 10 déterminent ces secondes valeurs de position uniquement à l'aide de premières valeurs de position qui ont été précédemment déclarées valides.

Par ailleurs, pour mettre en œuvre une méthode de consolidation, lesdits moyens 18 comportent des éléments non représentés :

- α) destinés à faire des tests de cohérence pour vérifier tous les couples de valeurs de position, par exemple une première valeur de position et une seconde valeur de position, afin d'éliminer toute valeur de position qui est non fiable par rapport aux autres. Un tel test de cohérence peut être
5 basé, par exemple, sur l'écart entre chaque valeur de position P_i , P_j et sur l'espace de probabilité HPL_i , HPL_j associé à chaque valeur de position P_i , P_j ;
- β) destinés à faire des tests de performance pour identifier, parmi les valeurs de position testées comme cohérentes, le meilleur couple de valeurs de position, c'est-à-dire celui présentant la meilleure fiabilité. Un
10 tel test de performance peut être basé, par exemple, sur l'écart entre chaque valeur de position et sur l'espace de probabilité associé à chaque valeur de position ; et
- γ) destinés à calculer, à partir du meilleur couple de valeurs de position ainsi déterminé, une valeur intermédiaire de position, ainsi qu'un espace de probabilité associé. Cette valeur intermédiaire de position peut correspondre, par exemple, à la moyenne ou à un barycentre pondéré des valeurs de position dudit meilleur couple. Cette valeur intermédiaire de position représente la valeur de position la plus fiable calculable
15 (c'est-à-dire la position courante fiable consolidée P_c précitée).

Cette méthode de consolidation est valable s'il existe au moins deux valeurs de position disponibles. Elle est bien entendu plus efficace s'il existe au moins trois valeurs de position disponibles, par exemple trois ou quatre valeurs de position.

- 25 L'étape β) précitée consiste donc à déterminer parmi les couples cohérents le meilleur couple. Le critère pour trouver ce meilleur couple est le suivant : P_i et P_j est le meilleur couple si et seulement si la somme $HPL_i + HPL_j + (P_i - P_j)$ est minimale.

En outre, l'étape γ) précitée consiste à déterminer la position consolidée P_c . Cela peut être réalisé selon l'une de deux options différentes :

a) option 1 : P_c est le milieu de P_i et P_j , c'est-à-dire $P_c = 1/2 |P_i + P_j|$;

5 b) option 2 : P_c est le barycentre pondéré de P_i et P_j , c'est-à-dire

$$|P_i - P_c| = q |P_i - P_j| \text{ avec } q = 1/2 [1 + (HPL_j - HPL_i) / |P_i - P_j|].$$

En outre, ladite étape γ) permet également de déterminer le rayon HPLc de l'espace de probabilité associé à ladite position consolidée HPLc. Selon l'invention, ce rayon HPLc est calculé à partir de l'une des relations
10 suivantes :

a) option 1 : $HPL_c = \text{Max} (HPL_i, HPL_j) + 1/2 |P_i - P_j|$

b) option 2 : $HPL_c = 1/2 [HPL_i + HPL_j + |P_i - P_j|]$.

Par ailleurs, la méthode de consolidation mise en œuvre par lesdits
15 moyens 18 peut également être utilisée pour déterminer une première position fiable auxiliaire (consolidée) ou une seconde position fiable auxiliaire (consolidée), à partir respectivement desdites premières valeurs de position ou desdites secondes valeurs de position. Une telle première position fiable auxiliaire peut être transmise à un système utilisateur qui utilise habituellement l'une desdites premières valeurs de position. Cela s'applique
20 par analogie à une seconde position fiable auxiliaire.

On notera que les caractéristiques précédentes peuvent également être appliquées à des troisièmes valeurs de position qui correspondent à des positions inertielles (courantes) de l'aéronef et qui sont déterminées par un système inertiel usuel comprenant par exemple les moyens 14. Ces
25 troisièmes valeurs de position peuvent représenter lesdites informations inertielles qui sont également utilisées par les unités 10 pour calculer lesdites secondes valeurs de position.

Cette méthode de consolidation peut également être mise en œuvre par des moyens 24 et 25 qui sont intégrés respectivement dans lesdites unités 3 et 10, comme représenté sur la figure 5.

5 Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, la méthode de consolidation consiste à déterminer une position fiable, à partir d'au moins certaines des premières et secondes positions valides, en tenant compte de l'utilisation opérationnelle envisagée de la position fiable ainsi déterminée.

10 Dans un mode de réalisation particulier représenté sur la figure 6, le dispositif 1 comporte deux unités 3 telles que celles des figures 1 et 5 qui sont notamment destinées à la navigation, ainsi qu'une unité 27 qui est uniquement destinée à la surveillance. Les premières valeurs de position fiables, déterminées par cette unité 27 qui est dans son principe similaire aux unités 3, ne sont pas transmises à une unité 10. Cette distinction
15 entre unités 3 destinées à la navigation et unité 27 destinée à la surveillance permet en général de toujours disposer d'une première valeur de position, puisque la perte simultanée de la position pour la surveillance et de la position pour la navigation est très improbable. De plus, le dispositif 1 peut comporter deux unités 10 reliées aux deux unités 3 ou, comme représenté sur la figure 6, trois unités 10 dont deux sont alors reliées à une
20 même unité 3 (via des liaisons 11 et 11A).

Dans un mode de réalisation particulier, l'unité 27 est différente en ce qui concerne le hardware et/ou en ce qui concerne le logiciel, des unités 3 de manière à ne pas être sujet aux mêmes pannes. Cette unité 27
25 peut, par exemple, être installée de façon autonome et possède une antenne dédiée de façon à n'avoir aucune interaction avec les unités 3. Toutefois, dans une autre variante de réalisation, l'unité 27 qui est installée de façon autonome peut partager une antenne GPS avec un récepteur 4 de

l'une des unités 3, en particulier grâce à l'agencement d'un élément simple de type "séparateur de signaux".

Cette unité 27 démarre de façon autonome, sans aide externe, et acquière les signaux des satellites de type GNSS. Dans une variante de réalisation. Cette unité 27 comporte un algorithme de navigation qui est, toutefois, différent de ceux des unités 3 de façon à bénéficier en système, d'un fonctionnement similaire qui rend l'ensemble beaucoup plus robuste.

Dans un autre mode de réalisation, l'unité 27 est installée dans un autre système embarqué de l'aéronef, tel qu'un système de surveillance, par exemple de type TAWS ("Terrain Awareness and Warning System" en anglais). Dans ce cas, la position calculée dans le système de surveillance est émise sur un bus et vient alimenter la logique de calcul des premières valeurs de position. La position utilisée par les systèmes de surveillance reste encore la position fiable consolidée avec toutes les positions disponibles. Ce n'est que dans un cas dégradé que la position de cette unité 27 est utilisée en direct par les systèmes utilisateurs de l'aéronef.

L'avantage de ce mode de réalisation de la figure 6 est que la perte simultanée de la position pour la navigation et de celle pour la surveillance est improbable. Les cas de conflits (position calculée donnant un résultat significativement différent) entre la position utilisée pour la surveillance et la position utilisée pour la navigation sont extrêmement réduits.

Par ailleurs, dans l'exemple de la figure 7, le dispositif 1 prend en compte quatre premières valeurs de position qui ont été engendrées par quatre moyens de calcul 5 différents. Ces moyens de calcul 5 sont montés deux à deux dans des unités 3. Dans chaque unité 3, deux moyens de calcul 5 sont reliés respectivement par l'intermédiaire de liaisons 6A et 6B au récepteur 4.

On obtient ainsi un doublement de la chaîne de calcul dans chaque unité 3 et la sortie de deux premières valeurs de position, avec leurs paramètres usuels de performances.

5 On notera que les modifications suivantes peuvent également être apportées aux unités 3 :

- introduction de disimilarités matérielles entre les deux moyens de calcul 5 de façon à écarter ou réduire les probabilités des modes communs de panne ; et
- doublement des récepteurs 4, et introduction d'un séparateur de si-
10 gnaux en amont des récepteurs 4.

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour déterminer une position fiable d'un aéronef, procédé selon lequel, à une étape a), on engendre au moins trois premières valeurs de position qui concernent chacune la position courante de l'aé-
5 nef, chacune de ces trois premières valeurs de position est engendrée à partir d'informations issues respectivement de récepteurs (4) embarqués qui sont associés à un système de positionnement par satellites, caractérisé en ce que l'on réalise, de plus, les opérations suivantes :

b) on met en œuvre des tests de cohérence pour vérifier si ces premières
10 valeurs de position sont cohérentes entre elles, ces tests de cohérence permettant de déclarer pour chacune desdites premières valeurs de position si elle est valide ou non en terme de fiabilité ;

c) on calcule, à l'aide desdites premières valeurs de position et à l'aide
15 d'informations inertielles, au moins deux secondes valeurs de position qui concernent chacune la position courante de l'aéronef et qui correspondent à des valeurs de position hybrides ;

d) on met en œuvre des tests de cohérence pour vérifier si lesdites se-
20 condés valeurs de position sont cohérentes entre elles, ces tests de cohérence permettant de déclarer pour chacune desdites secondes valeurs de position si elle est valide ou non en terme de fiabilité ; et

e) à partir d'au moins certaines desdites premières et secondes valeurs de
position qui ont été déclarées valides au moyen des tests de cohérence mis en œuvre auxdites étapes b) et d), on détermine, à l'aide d'une méthode de consolidation, une position courante fiable de l'aéronef.

25 2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'aux étapes a) et c), on détermine pour chaque valeur de position un espace de probabilité (C1, C2), chaque espace de probabilité (C1, C2) étant centré autour de la valeur de position (P1, P2) corres-

pondante et définissant le volume dans lequel est situé, à une probabilité supérieure à un seuil prédéterminé, la position effective de l'aéronef.

3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que lesdits tests de cohérence consistent à tester deux à deux des valeurs de position, et en ce que chaque test de cohérence consiste à déterminer une valeur de seuil qui dépend des rayons (HPL1, HPL2) des espaces de probabilité (C1, C2) associés aux deux valeurs de position (P1, P2) testées et à comparer la distance entre ces deux valeurs de position à ladite valeur de seuil de sorte que, si ladite distance est supérieure à cette valeur de seuil, il existe un problème de fiabilité.

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que, si une valeur de position est déclarée non valide à l'une des étapes b) et d), on indique qu'une panne est à l'origine du défaut de fiabilité de cette valeur de position.

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape b), on détermine à partir desdites premières valeurs de position une première position fiable auxiliaire, en mettant en œuvre une méthode de consolidation, cette première position fiable auxiliaire étant susceptible d'être transmise à un système utilisateur.

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape d), on détermine à partir desdites secondes valeurs de position une seconde position fiable auxiliaire, en mettant en œuvre une méthode de consolidation, cette seconde position fiable auxiliaire étant susceptible d'être transmise à un système utilisateur.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape c), on détermine lesdites secondes valeurs de position uniquement à l'aide de premières valeurs de position qui ont été déclarées valides à l'étape b).

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'une méthode de consolidation consiste :

- α) à faire des tests de cohérence pour vérifier tous les couples de valeurs de position de manière à éliminer toute valeur de position non fiable ;
- 5 β) à faire des tests de performance pour identifier, parmi les valeurs de position testées cohérentes à l'étape α), le couple de valeurs de position présentant la meilleure fiabilité ; et
- γ) à calculer, à partir du couple de valeurs de position présentant la meilleure fiabilité, une valeur intermédiaire de position, ainsi qu'un espace
- 10 de probabilité associé, cette valeur intermédiaire de position correspondant à ladite position courante fiable de l'aéronef.

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape a), deux desdits récepteurs utilisés sont destinés à la navigation et un troisième desdits récepteurs utilisés est uniquement destiné à la surveillance.

10. Dispositif pour déterminer une position fiable d'un aéronef, ledit dispositif (1) comportant un système (2) susceptible d'engendrer au moins trois premières valeurs de position qui concernent chacune la position courante de l'aéronef, ledit système (2) comportant des récepteurs

20 (4) embarqués qui sont associés à un système de positionnement par satellites et qui sont susceptibles, chacun, de fournir des informations permettant d'engendrer une première valeur de position, caractérisé en ce qu'il comporte de plus :

- des premiers moyens (8) pour mettre en œuvre des tests de cohérence
- 25 permettant de vérifier si ces premières valeurs de position sont cohérentes entre elles, ces tests de cohérence permettant de déclarer pour chacune desdites premières valeurs de position si elle est valide ou non en terme de fiabilité ;

- des deuxièmes moyens (10) pour calculer, à l'aide desdites premières valeurs de position et à l'aide d'informations inertielles, au moins deux secondes valeurs de position qui concernent chacune la position courante de l'aéronef et qui correspondent à des valeurs de position hybrides ;
5
- des troisièmes moyens (16) pour mettre en œuvre des tests de cohérence permettant de vérifier si lesdites secondes valeurs de position sont cohérentes entre elles, ces tests de cohérence permettant de déclarer pour chacune desdites secondes valeurs de position si elle est valide ou non en terme de fiabilité ; et
10
- des quatrièmes moyens (18) pour déterminer, à partir d'au moins certaines desdites premières et secondes valeurs de position qui ont été déclarées valides par lesdits premiers et troisièmes moyens (8, 16), une position courante fiable de l'aéronef, en mettant en œuvre une méthode de consolidation.
15

1/5

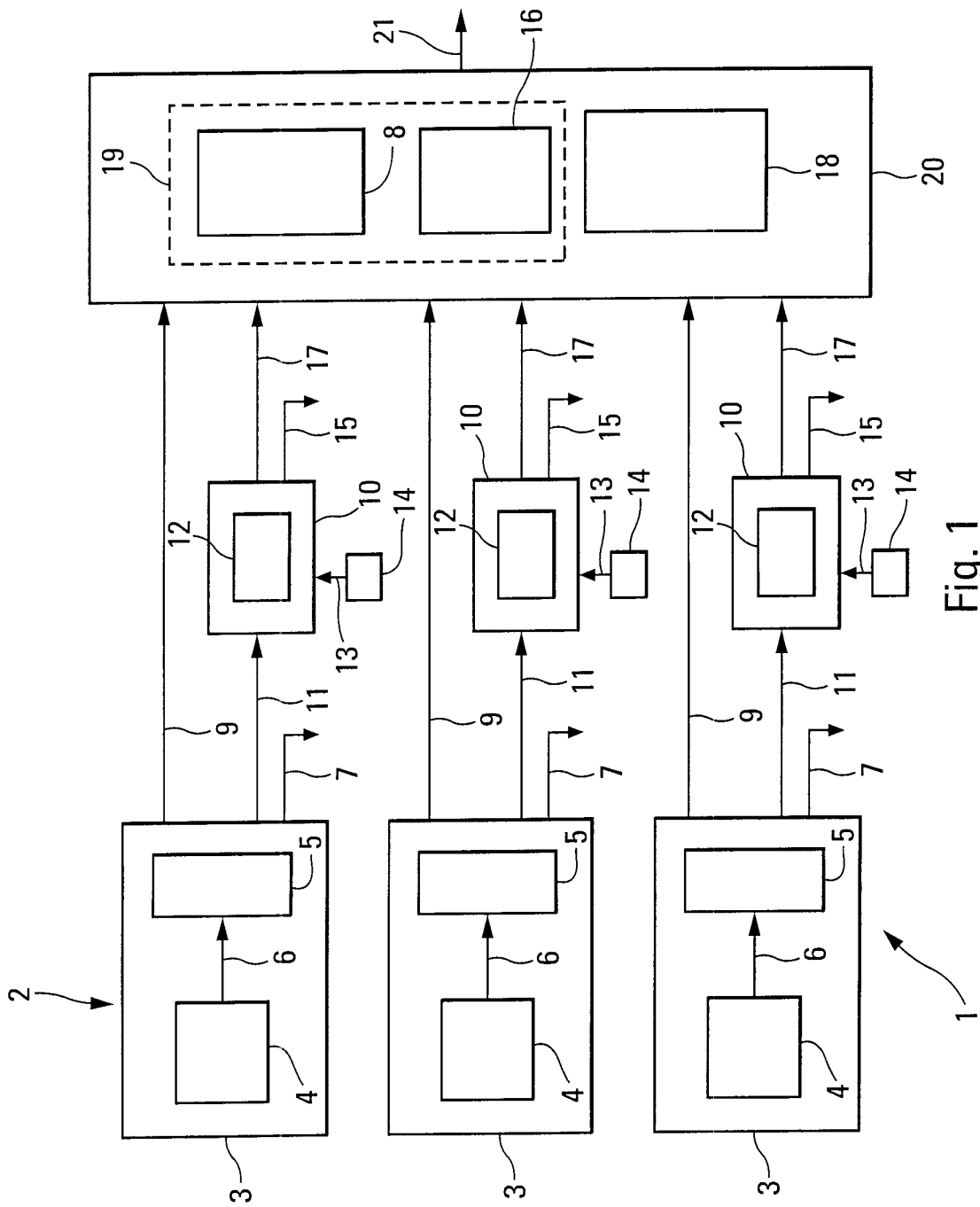


Fig. 1

2/5

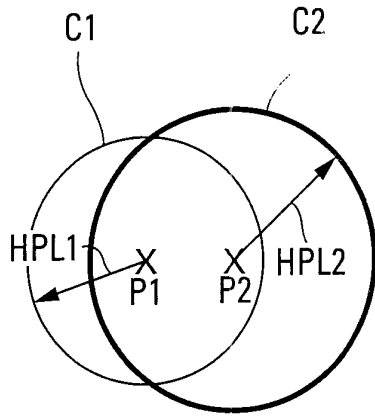


Fig. 2A

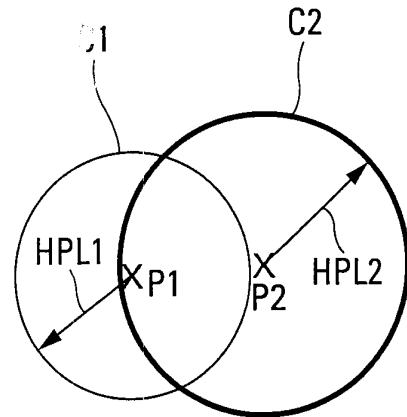


Fig. 2B

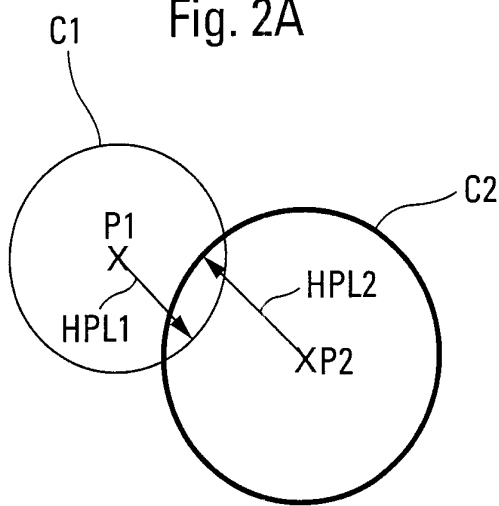


Fig. 3A

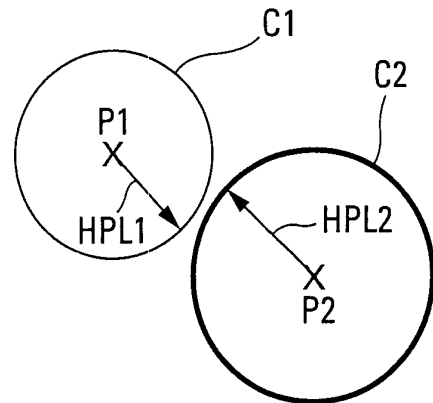


Fig. 3B

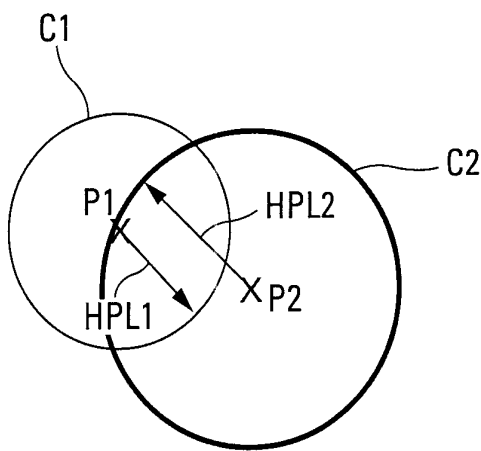


Fig. 4A

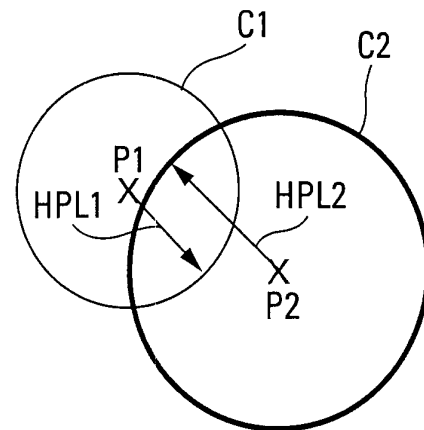


Fig. 4B

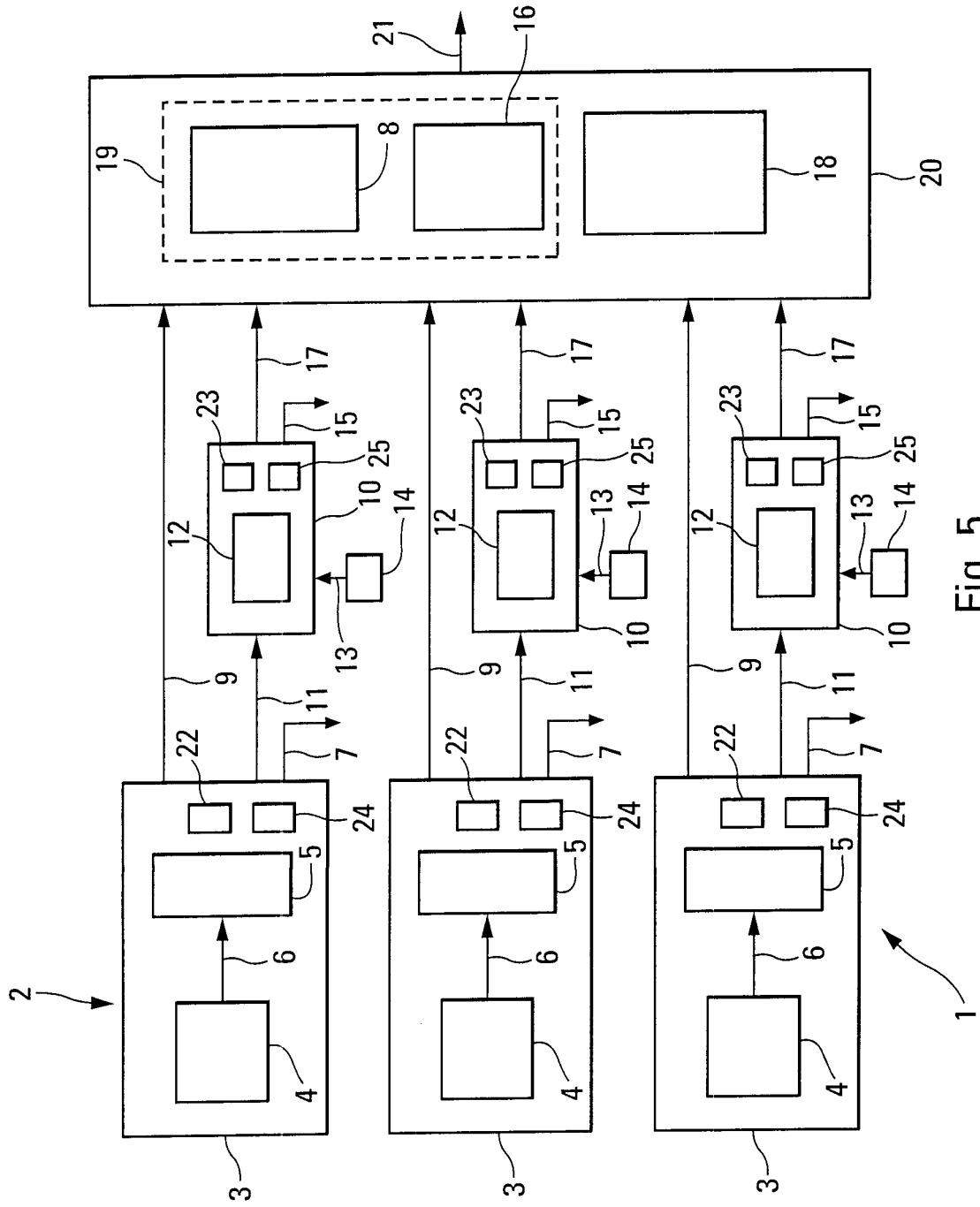


Fig. 5

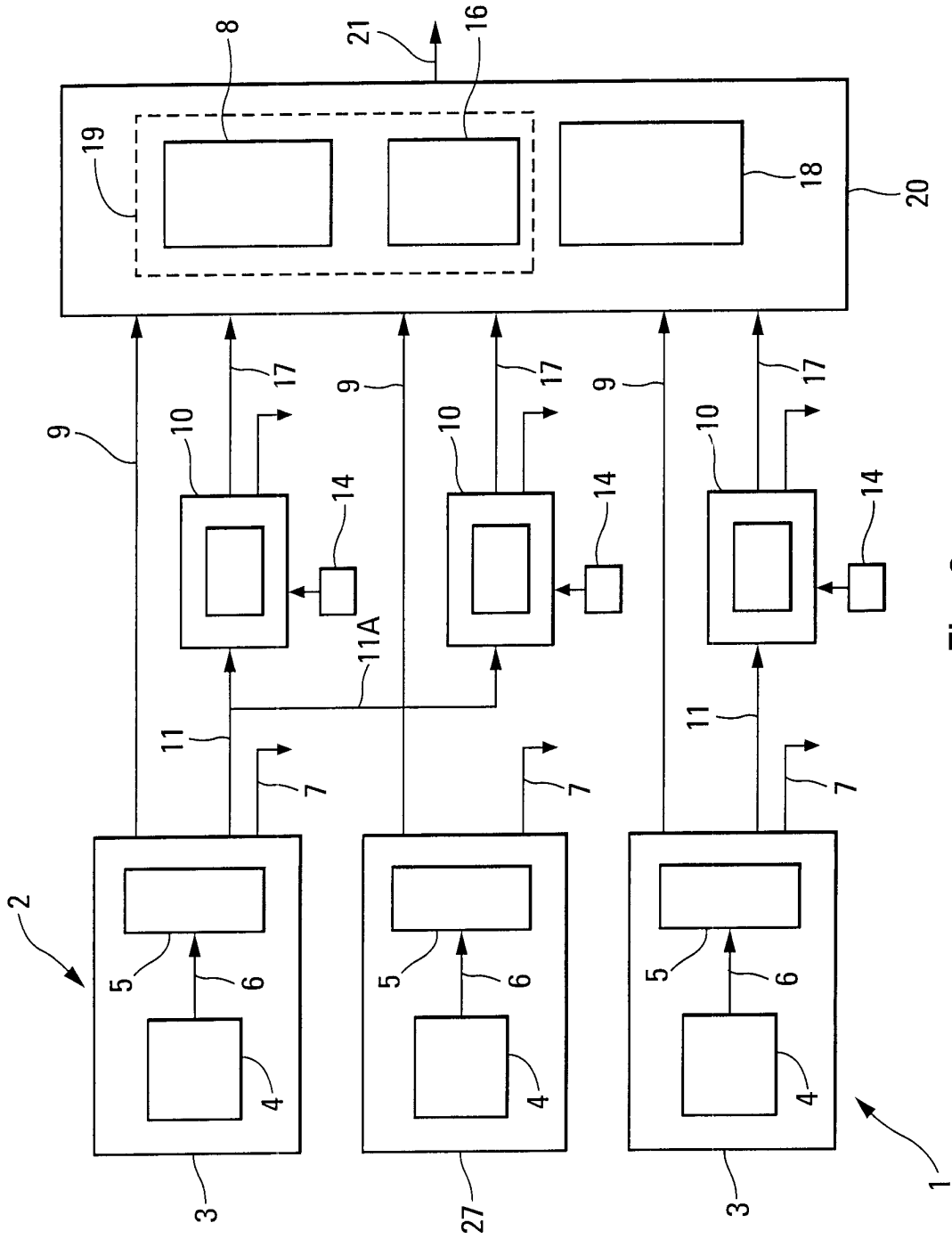


Fig. 6

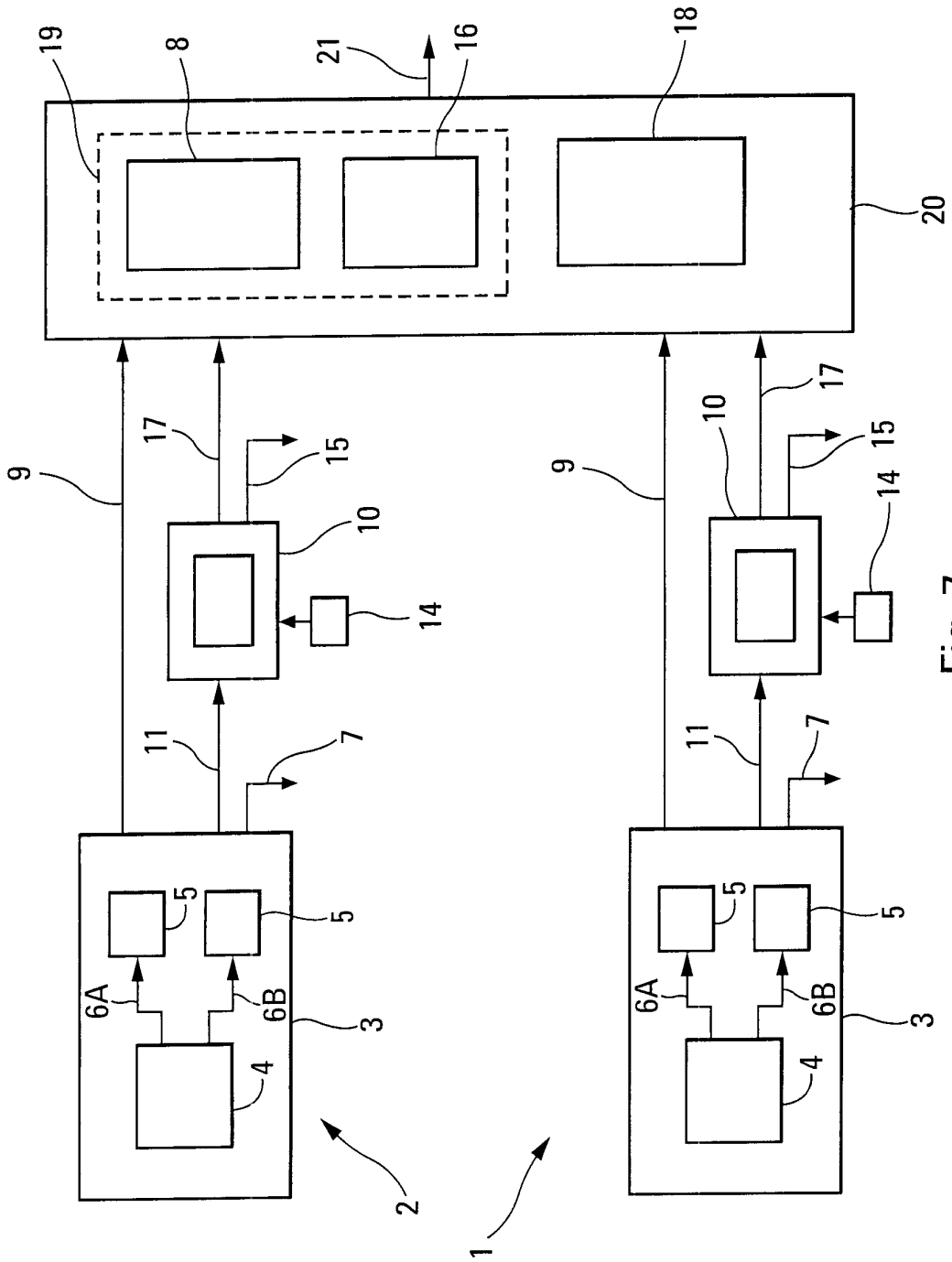


Fig. 7



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

FA 694847
FR 0704528

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	EP 1 464 576 A (AIRBUS FRANCE [FR]) 6 octobre 2004 (2004-10-06) * page 2, alinéas 3,4,8 * * pages 4,5, alinéas 20,21,25-29 * * figure 1 *	1-10	G05D1/00 G01C23/00 B64D43/00 G08G1/0969
A	US 5 512 903 A (SCHMIDTKE KEITH B [US]) 30 avril 1996 (1996-04-30) * colonne 1, ligne 6 - ligne 16 * * colonne 2, ligne 23 - ligne 52 * * colonne 3, ligne 1 - colonne 57 * * figures 1-3 *	1-10	
A	CALL C ET AL: "Performance of Honeywell's Inertial/GPS Hybrid (HIGH) for RNP Operations" POSITION, LOCATION, AND NAVIGATION SYMPOSIUM, 2006 IEEE/ION CORONADO, CA APRIL 25-27, 2006, PISCATAWAY, NJ, USA, IEEE, 25 avril 2006 (2006-04-25), page 244, XP010924866 ISBN: 0-7803-9454-2 * page 245, colonne G - page 247, colonne D *	1-10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) G01C G01S G08G
A	US 5 760 737 A (BRENNER MATS A [US]) 2 juin 1998 (1998-06-02) * le document en entier *	1-10	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
6 février 2008		Yosri, Samir	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p>		<p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0704528 FA 694847**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 06-02-2008

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 1464576	A	06-10-2004	CA 2457278 A1	19-09-2004
			FR 2852683 A1	24-09-2004
			US 2004245408 A1	09-12-2004

US 5512903	A	30-04-1996	AUCUN	

US 5760737	A	02-06-1998	AUCUN	
