

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

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

2 852 686

②1 N° d'enregistrement national : **03 03336**

⑤1 Int Cl⁷ : G 01 C 21/00, B 64 D 43/00

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 19.03.03.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 24.09.04 Bulletin 04/39.

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) : TATHAM GILLES et PEYRUCAIN ERIC.

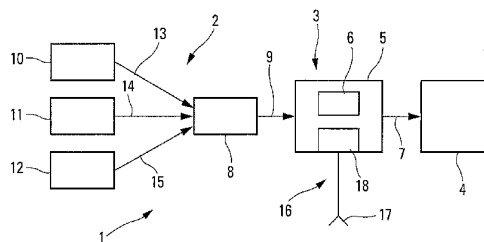
⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire(s) : CABINET BONNETAT.

⑤4 **SYSTEME DE PILOTAGE D'UN AERONEF, AU MOINS POUR PILOTER L'AERONEF LORS D'UNE APPROCHE DE NON PRECISION EN VUE D'UN ATERRISSAGE.**

⑤7 - Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage.

- Le système de pilotage (1) comporte des sources d'informations (2) qui fournissent au moins une indication de la position effective de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel, et une unité de traitement d'informations (3) qui comporte un récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) qui comprend une fonction (6) de mode d'approche assisté, susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui transmet les déviations latérale et verticale ainsi déterminées à un dispositif utilisateur (4).



FR 2 852 686 - A1



La présente invention concerne un système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage.

5 Dans le cadre de la présente invention, on entend par "approche de non précision" (en anglais "non precision approach") une approche qui n'est pas une approche de précision aux instruments, telle que par exemple une approche de type ILS ("Instrument Landing System"). On sait que, pour mettre en œuvre une approche de précision aux instruments, on utilise des stations sol qui sont situées en bordure de piste et au moins un
10 récepteur radio spécialisé monté à bord de l'aéronef, qui fournit un guidage horizontal et vertical avant et pendant l'atterrissage en présentant au pilote la déviation latérale par rapport à un axe d'approche et la déviation verticale par rapport à un plan de descente. Une telle approche de précision aux instruments apporte une assistance importante et efficace à l'atterrissage (par un guidage latéral et un guidage vertical), en particulier par
15 mauvaise visibilité (brouillard, ...) ou en absence de visibilité.

Une approche de non précision, telle que considérée dans la présente invention, existe donc lorsque les informations précédentes ne sont pas disponibles, tout au moins en partie, de sorte qu'une approche de précision usuelle ne peut pas être mise en œuvre.
20

La présente invention concerne un système de pilotage permettant de mettre en œuvre une telle approche de non précision.

A cet effet, selon l'invention, ledit système de pilotage du type comportant :

25 – des sources d'informations ;

- une unité de traitement d'informations, qui traite des informations issues desdites sources d'informations ; et
- un dispositif utilisateur, qui utilise les résultats de traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations,

5 est remarquable en ce que :

- lesdites sources d'informations fournissent à ladite unité de traitement d'informations, au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel ; et
- 10 - ladite unité de traitement d'informations comporte un récepteur multimode d'aide à l'atterrissage qui comprend une fonction de mode d'approche assisté, susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui transmet les déviations
- 15 latérale et verticale ainsi déterminées audit dispositif utilisateur.

Un tel récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, de préférence de type MMR ("Multi Mode Receiver"), est destiné de façon usuelle à mettre en œuvre une approche de précision aux instruments, par exemple de type ILS, en utilisant les signaux transmis par les stations sol précitées.

20 Grâce à l'intégration conforme à l'invention de ladite fonction de mode d'approche assisté dite FLS (qui permet de mettre en œuvre une approche de non précision) dans ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, on peut utiliser des liaisons entre équipements (calculateurs, capteurs) existant déjà, comme précisé ci-dessous, et la mise en œuvre de

25 l'invention nécessite uniquement des modifications de type logiciel, ce qui permet bien entendu de réduire le coût et l'encombrement.

De plus, cette solution est très robuste et évolutive, puisque les éventuelles mises à jour peuvent être réalisées (simplement et rapidement) de façon logicielle.

De façon avantageuse, ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage comprend une fonction de positionnement par satellites, en liaison avec un système de positionnement par satellites.

5 En outre, dans un mode de réalisation préféré, lesdites sources d'informations comportent un calculateur de gestion de vol, de préférence de type FMS ("Flight Management System"), ainsi qu'une pluralité de capteurs qui sont reliés audit calculateur de gestion de vol.

Par ailleurs, de façon avantageuse, lesdites sources d'informations comportent, de plus, une unité de référence inertielle qui détermine une
10 première indication de position de l'aéronef.

Dans ce cas, dans une première variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position au calculateur de gestion de vol, qui transmet ensuite cette première indication de position audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

15 En outre, dans une seconde variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique. Dans ce cas, avantageusement, ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage comprend une fonction de positionnement par satel-
20 lites, en liaison avec un système de positionnement par satellites, qui détermine une seconde indication de position, et ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage détermine, à partir desdites première et deuxième indications de position, une première indication de position affinée, qui est donc particulièrement précise.

25 Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, le système de pilotage conforme à l'invention comporte un dispositif de positionnement par satellites qui détermine une troisième indication de position qu'il fournit à ladite unité de référence inertielle, et ladite unité de référence inertielle détermine une seconde indication de position affinée à partir desdites

première et troisième indications de position. Ceci permet d'obtenir une indication de position particulièrement fiable et précise.

Dans ce cas, dans une première variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite seconde indication de position affinée au calculateur de gestion de vol, qui transmet ensuite cette seconde indication de position affinée audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

Dans une seconde variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite seconde indication de position affinée directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique. Ceci permet d'améliorer le niveau d'intégrité des indications de position de l'aéronef et, de plus, de réduire leur délai de transmission.

Par ailleurs, dans un autre mode de réalisation particulier, le système de pilotage conforme à l'invention comporte un dispositif de positionnement par satellites qui détermine une quatrième indication de position qu'il fournit à un calculateur de gestion de vol, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position également audit calculateur de gestion de vol, et ledit calculateur de gestion de vol détermine, à partir desdites première et quatrième indications de position, une troisième indication de position affinée, qu'il transmet audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

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 à 4 sont les schémas synoptiques de différents modes de réalisation du système de pilotage conforme à l'invention.

Le système 1 conforme à l'invention et représenté dans un mode de réalisation de base sur la figure 1, est destiné au pilotage d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport civil, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision (c'est-à-dire en l'absence d'informa-

tions permettant de mettre en œuvre une approche usuelle de précision aux instruments) en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage (non représentée).

Ledit système de pilotage 1 qui est embarqué sur l'aéronef, est du type comportant :

- des sources d'informations 2 ;
- une unité de traitement d'informations 3, qui traite des informations issues desdites sources d'informations 2 ; et
- un dispositif utilisateur 4, qui utilise les résultats des traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations 3.

Selon l'invention :

- lesdites sources d'informations 2 fournissent à ladite unité de traitement d'informations 3 :
 - au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef, indication de position qui peut être déterminée et transmise de différentes façons dans le cadre de la présente invention, comme précisé ci-dessous ; et
 - des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel, pour l'approche de la piste d'atterrissage. Bien entendu, ces informations, considérées dans l'approche de non précision de la présente invention, ne comprennent pas les données de stations sol de guidage comme dans le cas d'une approche de précision aux instruments ; et
- ladite unité de traitement d'informations 3 comporte un récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage 5, de préférence de type MMR ("Multi Mode Receiver") qui comprend une fonction 6 de mode d'approche assisté, dite FLS, relative à une approche de non précision et susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe

d'approche virtuel, et qui transmet les déviations latérale et verticale ainsi déterminées audit dispositif utilisateur 4, par l'intermédiaire d'une liaison 7.

On sait que lors d'une approche de non précision, on peut mettre en œuvre l'un d'une pluralité de modes d'approche assistés possibles, le mode d'approche assisté utilisé étant sélectionné par le pilote. Selon ces modes d'approche assistés :

- un axe d'approche virtuel est déterminé, notamment à partir d'informations contenues dans une base de données embarquée à bord de l'aéronef et faisant partie desdites sources d'informations 2 ;
- les déviations latérale et verticale de la position de l'aéronef (dont une indication de position est reçue desdites sources d'informations 2) par rapport à cet axe d'approche virtuel, sont calculées par l'intermédiaire de ladite fonction 6 de mode d'approche assisté FLS, qui est intégrée selon l'invention dans ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 ; et
- l'aéronef est alors piloté de manière à annuler ces déviations.

Plus précisément, ledit dispositif utilisateur 4 utilise les informations fournies par ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 pour permettre le guidage de l'aéronef jusqu'à son atterrissage, soit directement (le dispositif utilisateur 4 peut alors comporter un pilote automatique), soit indirectement (le dispositif utilisateur 4 peut alors comporter un écran de visualisation, pour présenter lesdites informations au pilote qui réalise dans ce cas le guidage).

Comme on peut le voir sur les figures 1 à 4, lesdites sources d'informations 2 comportent un calculateur de gestion de vol 8, de préférence de type FMS ("Flight Management System"), qui est relié par une liaison 9 audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, ainsi qu'une pluralité de capteurs 10, 11, 12 qui sont reliés respectivement par des liaisons 13,

14, 15 audit calculateur de gestion de vol 8 et qui comportent notamment :

- un radiophare 10 d'alignement omnidirectionnel VHF, de préférence de type VOR ("VHF Omnidirectional Range"). Un tel radiophare omnidirectionnel à très haute fréquence et courte portée, fournit à bord de l'aéronef l'indication d'un relèvement du radiophare ou les écarts gauche et droit par rapport à la route ;
- un dispositif de mesure de distance 11, de préférence de type DME ("Distance Measuring Equipment"). Un tel dispositif mesure le temps aller-retour de signaux entre l'aéronef et un émetteur/récepteur au sol et en déduit la distance et la vitesse sol ; et
- une unité de référence inertielle 12, de préférence de type IRS ("Inertial Reference System") ou de type ADIRS ("Air Data and Inertial Reference System").

15 Le calculateur de gestion de vol 8 transmet au récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 des informations (position du seuil de la piste d'atterrissage, pente ou angle de descente, ...) issues, par exemple, d'une base de données et permettant de caractériser un axe d'approche virtuel qui est représentatif du mode d'approche assisté, sélectionné par le pilote (parmi la pluralité de modes d'approche assistés qui sont possibles pour une approche de non précision).

20 Par ailleurs, ledit calculateur de gestion de vol 8 transmet également audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, une indication de position de l'aéronef, qui permet de définir l'altitude, la longitude et la latitude de l'aéronef.

Dans le mode de réalisation particulier représenté sur la figure 1 :

- dans une première variante, cette indication de position est calculée par le calculateur 8, à partir d'informations reçues de différents systèmes et capteurs 10, 11, 12 ; et

– dans une seconde variante, cette indication de position est calculée par l'unité de référence inertielle 12, à partir de ses propres capteurs (capteurs de pression pour l'altitude, centrale inertielle).

Le système de pilotage 1 conforme à l'invention comporte, de plus, un dispositif 16 de positionnement par satellites, qui est en liaison avec un système de type GPS ("Global Positioning System") et qui comporte une antenne 17 et une fonction logicielle 18 qui est intégrée dans le récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5.

Grâce à l'intégration conforme à l'invention de la fonction 6 de mode d'approche assisté dite FLS (qui permet de mettre en œuvre une approche de non précision) dans ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, on peut utiliser des liaisons entre équipements (calculateurs, capteurs) existant déjà, et la mise en œuvre de l'invention nécessite uniquement des modifications de type logiciel, ce qui permet bien entendu de réduire le coût et l'encombrement.

De plus, cette solution est très robuste et évolutive, puisqu'elle nécessite en général uniquement des mises à jour logicielles.

En outre, de nombreuses fonctionnalités relatives à l'utilisation des paramètres issus du récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, qui sont par exemple intégrées dans le dispositif utilisateur 4 et qui sont développées pour des modes d'approche aux instruments (par exemple ILS), sont réutilisables lorsqu'un mode d'approche assisté FLS (pour une approche de non précision) est sélectionné. De façon non limitative, on peut citer les lois de guidage du pilote automatique, ainsi que l'affichage sur un écran de visualisation des déviations entre la position de l'aéronef et l'axe d'approche [dans ce cas toutefois, on utilise de préférence une symbologie d'affichage différente en mode d'approche assisté FLS (pour une approche de non précision) pour attirer l'attention du pilote sur l'activation de ce mode]. Ainsi, l'architecture conforme à l'invention du système de pilotage

1 facilite la réalisation d'une interface homme/machine la plus proche possible de l'interface usuelle correspondant à une approche aux instruments ILS.

5 Dans un autre mode de réalisation représenté sur la figure 2, dans une première variante, l'unité de référence inertielle 12 est reliée directement par une liaison spécifique 19 à la fonction logicielle 18 du dispositif GPS 16. Elle reçoit de ce dispositif GPS 16 une indication de position GPS.

10 Dans ce cas, ladite unité de référence inertielle 12 détermine, à partir de sa propre indication de position et de cette indication de position GPS, une indication de position affinée, ce qui permet bien entendu d'augmenter la précision de l'indication de position qui est ensuite transmise au récepteur multimode 5, via le calculateur 8 et les liaisons 15 et 9.

15 On notera que, dans les modes de réalisation des figures 2 à 4, on a présenté en traits interrompus, les capteurs et les liaisons du système de pilotage 1, qui ne participent pas à la détermination et à la transmission de l'indication de position.

20 Dans une seconde variante du mode de réalisation de la figure 2, le système de pilotage 1 comporte une liaison 22 (représentée en traits mixtes) au lieu de la liaison 19. Cette liaison 22 relie directement la fonction logicielle 18 du dispositif GPS 16 audit calculateur de gestion de vol 8. Dans cette variante, ledit calculateur 8 reçoit une indication de position (comprenant de préférence l'altitude, la longitude et la latitude de l'aéronef) qui est calculée par l'unité de référence inertielle 12, directement de
25 cette dernière par la liaison 15, et une indication de position GPS, directement de ladite fonction logicielle 18 par la liaison 22. Ledit calculateur 8 calcule, à partir de ces deux indications de position, une indication de position affinée, qu'il transmet au récepteur multimode 5. L'avantage de cette seconde variante par rapport à la première variante de la figure 2,

réside dans le fait que cette variante ne nécessite pas de modification du logiciel de l'unité de référence inertielle 12.

Le mode de réalisation de la figure 3 est proche de celui de la première variante de la figure 2, la seule différence étant que l'unité de référence inertielle 12 transmet l'indication de position affinée, directement, au récepteur multimode 5, à l'aide d'une liaison spécifique 20, c'est-à-dire sans passer par le calculateur 8.

Ceci permet d'améliorer le niveau d'intégrité de l'indication de position de l'aéronef. En effet, le calculateur 8 présente un niveau d'intégrité qui est plus faible que les niveaux d'intégrité de l'unité 12 et du récepteur multimode 5. Il en résulte que le niveau d'intégrité des informations est meilleur lorsque le récepteur multimode 5 les reçoit de l'unité 12 que lorsqu'il les reçoit du calculateur 8.

Un autre avantage de ce mode de réalisation réside dans le fait que le retard entre le moment où des données (signaux GPS, informations des capteurs de l'unité de référence inertielle 12) permettant de calculer lesdites indications de position, sont reçues à bord de l'aéronef, et le moment où lesdites indications de position sont reçues par le récepteur multimode 5, est moindre que dans ladite première variante du mode de réalisation de la figure 2, puisque l'on supprime l'opération de traitement desdites indications de position par le calculateur 8.

Cela permet d'améliorer les performances du guidage réalisé (par exemple par le pilote automatique) à partir des informations d'écart (entre la position de l'aéronef et l'axe d'approche virtuel) élaborées par le récepteur multimode 5. Par exemple, on peut estimer ce retard à environ 1 seconde (correspondant à une distance parcourue par l'aéronef, donc à une erreur de position, d'environ 72 mètres pour une vitesse d'approche de 140 nœuds) dans l'exemple de la première variante de la figure 2, et à seulement 150 millisecondes (soit une erreur de position d'environ 11 mè-

tres) dans l'exemple de la figure 3. Or, les lois de guidage intégrées dans le pilote automatique sont optimisées pour le mode ILS, dans lequel un retard dû au traitement des informations est de l'ordre de 100 millisecondes (soit une erreur de position d'environ 7 mètres). Ladite erreur de position d'environ 11 mètres étant voisine de l'erreur de position d'environ 7 mètres correspondant au mode ILS, on comprend aisément que les performances du guidage seront meilleures dans l'exemple de la figure 3 que dans l'exemple de la première variante de la figure 2 (erreur de position d'environ 72 mètres). Toutefois, il convient de noter que, même dans l'exemple de la première variante de la figure 2, l'erreur de position reste bien inférieure à la précision requise lors de l'approche, laquelle est de l'ordre de 180 mètres.

Dans un autre mode de réalisation représenté sur la figure 4, l'unité de référence inertielle 12 est reliée directement au récepteur multimode 5, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique 21 qui peut correspondre, par exemple, à la liaison 20 de la figure 3.

Dans ce dernier mode de réalisation, le récepteur multimode 5 détermine une indication de position affinée de l'aéronef, à partir :

- d'une indication de position qui est fournie par la fonction logicielle 18 (GPS) qui est intégrée dans ledit récepteur multimode 5 ; et
- d'une indication de position qui est déterminée par l'unité de référence inertielle 12 (à partir de données issues de capteurs anémométriques et/ou inertiels) et qui est transmise par la liaison 21.

Par ailleurs, on notera que :

- dans la première variante du mode de réalisation de la figure 2 et dans le mode de réalisation de la figure 3, l'indication de position que l'unité de référence inertielle 12 reçoit du dispositif GPS 16 correspond à des données brutes ("raw data"), c'est-à-dire à des données de position relative de l'aéronef par rapport à différents satellites GPS ; et

- dans la seconde variante du mode de réalisation de la figure 2 et dans le mode de réalisation de la figure 4, l'indication de position déterminée par la fonction logicielle 18 correspond, de préférence, à une position de l'aéronef dans un référentiel terrestre, caractérisée par exemple par sa latitude, sa longitude et son altitude.
- 5

REVENDEICATIONS

1. Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage, ledit système de pilotage (1) comportant :

- 5 – des sources d'informations (2) ;
 - une unité de traitement d'informations (3), qui traite des informations issues desdites sources d'informations (2) ; et
 - un dispositif utilisateur (4), qui utilise les résultats de traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations (3),
- 10 caractérisé en ce que :
- lesdites sources d'informations (2) fournissent à ladite unité de traitement d'informations (3), au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel ; et
- 15 – ladite unité de traitement d'informations (3) comporte un récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) qui comprend une fonction (6) de mode d'approche assisté, susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui transmet les
- 20 déviations latérale et verticale ainsi déterminées audit dispositif utilisateur (4).

2. Système de pilotage selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) comprend une fonction (18) de positionnement par satellites, en liaison

25 avec un système de positionnement par satellites.

3. Système de pilotage selon l'une des revendications 1 et 2, caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent un calculateur de gestion de vol (8).

4. Système de pilotage selon la revendication 3, caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent, de plus, une pluralité de capteurs (10, 11, 12) qui sont reliés audit calculateur de gestion de vol (8).
- 5 5. Système de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent, de plus, une unité de référence inertielle (12) qui détermine une première indication de position de l'aéronef.
- 10 6. Système de pilotage selon la revendication 5, caractérisé en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite première indication de position à un calculateur de gestion de vol (8), qui transmet cette première indication de position audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5).
- 15 7. Système de pilotage selon la revendication 5, caractérisé en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite première indication de position directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5), par l'intermédiaire d'une liaison spécifique (21).
- 20 8. Système de pilotage selon la revendication 7, caractérisé en ce que ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) comprend une fonction (18) de positionnement par satellites en liaison avec un système de positionnement par satellites, qui détermine une seconde indication de position, et en ce que ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) détermine à partir desdites première et deuxième indications de position une première indication de position affinée.
- 25 9. Système de pilotage selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (16) de positionnement par satellites qui détermine une troisième indication de position qu'il fournit à ladite unité de référence inertielle (12), et en ce que ladite unité de réf-

rence inertielle (12) détermine une seconde indication de position affinée à partir desdites première et troisième indications de position.

10. Système de pilotage selon la revendication 9, caractérisé en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite
5 seconde indication de position affinée au calculateur de gestion de vol (8), qui transmet cette seconde indication de position affinée audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5).

11. Système de pilotage selon la revendication 9, caractérisé en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite
10 seconde indication de position affinée directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5), par l'intermédiaire d'une liaison spécifique (20).

12. Système de pilotage selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (16) de positionnement par
15 satellites qui détermine une quatrième indication de position qu'il fournit à un calculateur de gestion de vol (8), en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite première indication de position également audit calculateur de gestion de vol (8), et en ce que ledit calculateur de gestion de vol (8) détermine, à partir desdites première et quatrième indications de
20 position, une troisième indication de position affinée, qu'il transmet audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5).

13. Aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte un système de pilotage (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 12.

1/2

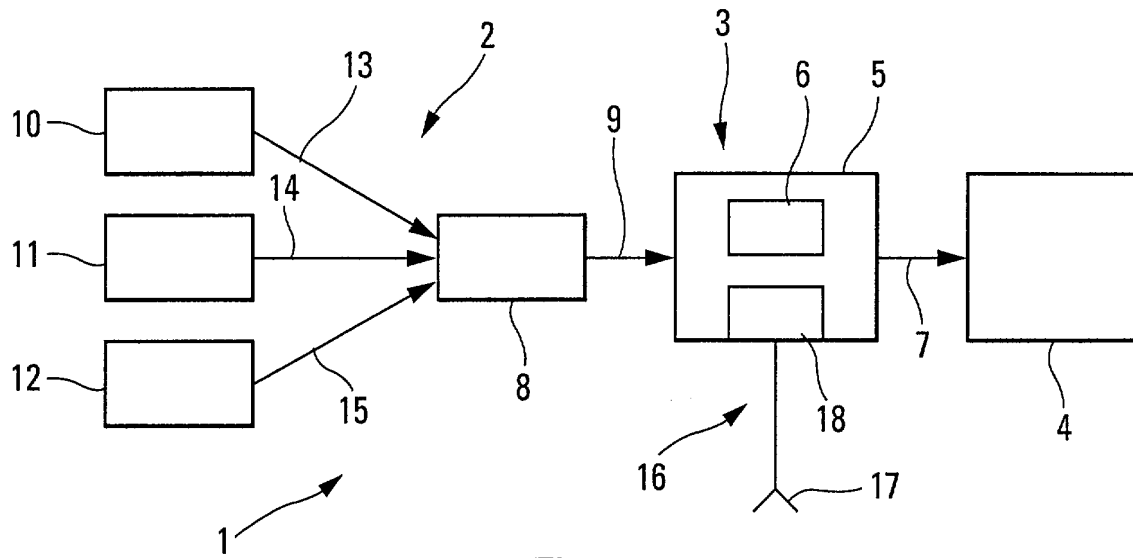


Fig. 1

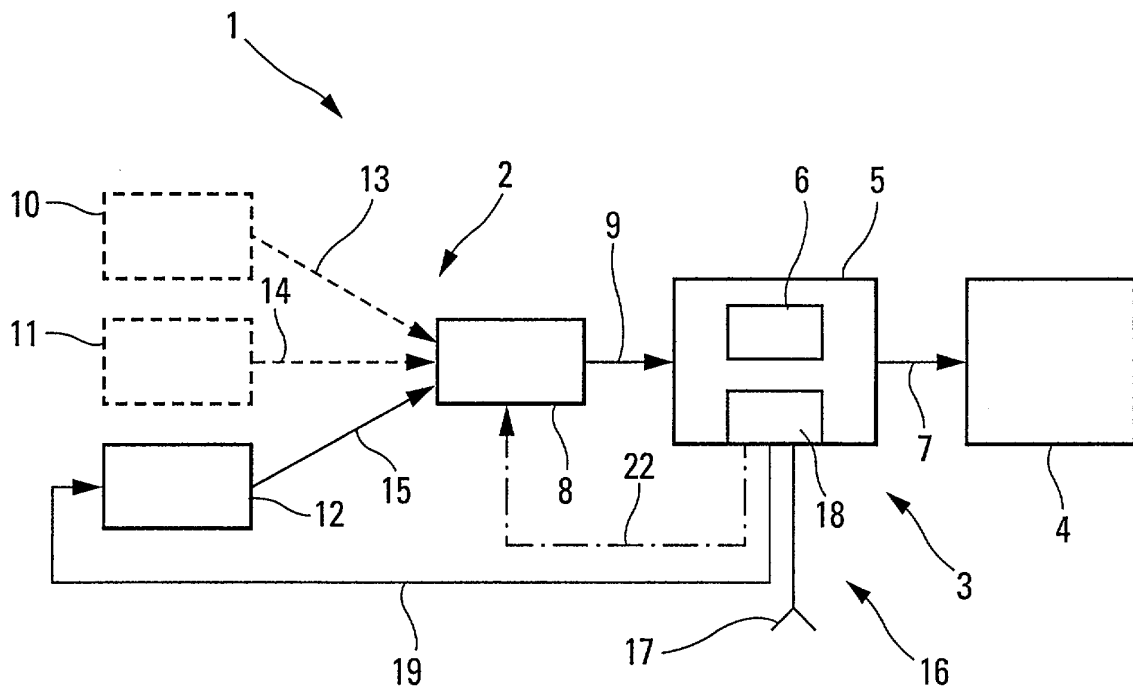


Fig. 2

2/2

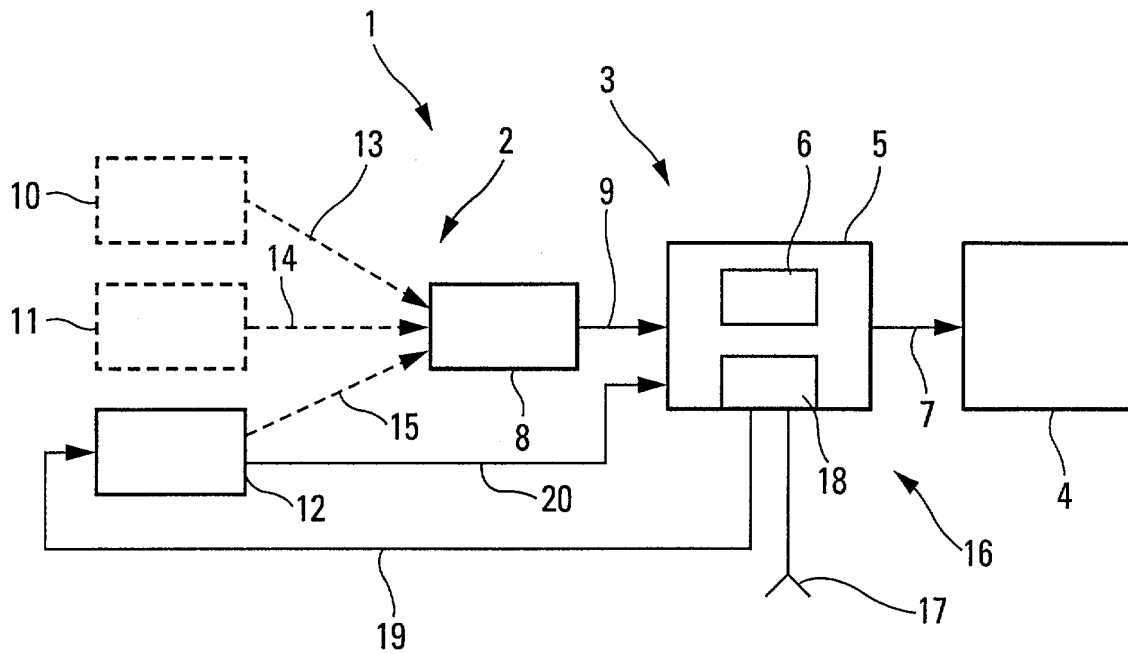


Fig. 3

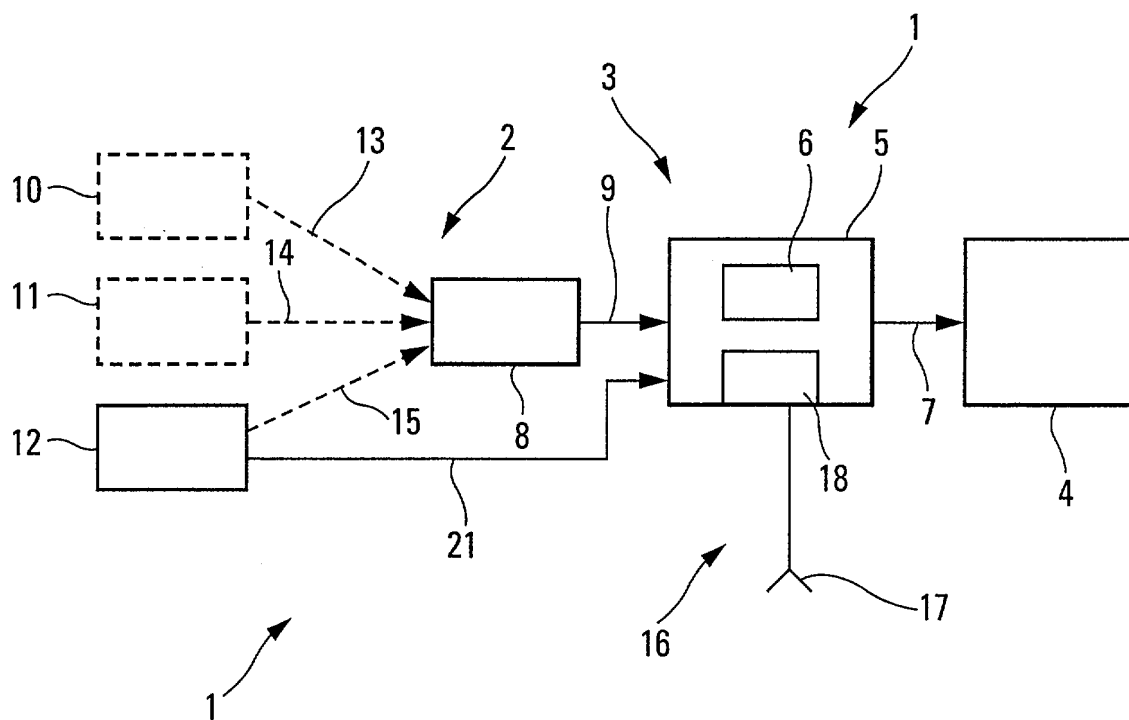


Fig. 4



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement
national

FA 633969
FR 0303336

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	US 6 178 379 B1 (DWYER DAVID B) 23 janvier 2001 (2001-01-23) * abrégé * * colonne 1, ligne 20 - colonne 2, ligne 13 * * colonne 2, ligne 41 - colonne 3, ligne 18 * * figure 1 *	1-13	B64C45/04 G01C21/00
X	EP 1 273 987 A (BOEING CO) 8 janvier 2003 (2003-01-08) * alinéa [0005] - alinéa [0008] * * alinéa [0027] - alinéa [0045] * * alinéa [0055] - alinéa [0061] * * figures 1-4,9A *	1-13	
X	US 5 820 080 A (ESCHENBACH RALPH F) 13 octobre 1998 (1998-10-13) * abrégé * * colonne 4, ligne 62 - colonne 6, ligne 22 * * figures 4-6E *	1-3	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (Int.CL.7)
			G05D
		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
		26 novembre 2003	Helot, H
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		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	
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			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0303336 FA 633969**

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 26-11-2003

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
US 6178379 B1	23-01-2001	AU 1369399 A WO 9923628 A1	24-05-1999 14-05-1999
EP 1273987 A	08-01-2003	US 2003004619 A1 EP 1273987 A2	02-01-2003 08-01-2003
US 5820080 A	13-10-1998	AUCUN	