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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

PCT

(43) Date de la publication internationale
19 juillet 2007 (19.07.2007)

(10) Numéro de publication internationale
WO 2007/080314 A2

(51) Classification internationale des brevets : Non classée

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2007/000037

(22) Date de dépôt international :
10 janvier 2007 (10.01.2007)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
06 00247 11 janvier 2006 (11.01.2006) FR

(71) Déposant *(pour tous les États désignés sauf US)* : **AIRBUS FRANCE** [FR/FR]; 316, route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants *(pour US seulement)* : **MARKITON, Vincent** [FR/FR]; 136, route de Cantalauze, F-31470 Fontenilles (FR). **LAINE, Franck** [FR/FR]; 2, Allée de la Sorgue, F-31770 Colomiers (FR). **RENAULT, Edith** [FR/FR]; 15, Rue de la Fonderie, F-31000 Toulouse (FR).

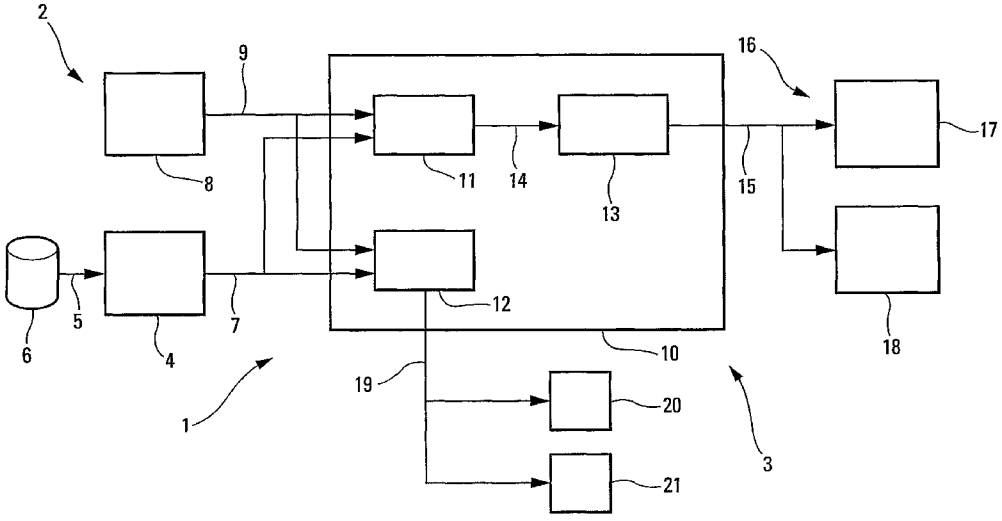
(74) Mandataire : **HAUER, Bernard**; Cabinet Bonnetat, 29, rue de St. Petersbourg, F-75008 Paris (FR).

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

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: SYSTEM FOR PILOTING AN AIRCRAFT, AT LEAST FOR PILOTING THE AIRCRAFT DURING AN AUTONOMOUS APPROACH FOR THE PURPOSE OF LANDING

(54) Titre : SYSTEME DE PILOTAGE D'UN AERONEF, AU MOINS POUR PILOTER L'AERONEF LORS D'UNE APPROCHE AUTONOME EN VUE D'UN ATTERISSAGE



(57) Abstract: System for piloting an aircraft, at least for piloting the aircraft during an autonomous approach for the purpose of landing. The piloting system (1) comprises a flight guidance computer (10) which comprises a means (11) for computing directly with the aid of a position indication and of information characterizing a virtual approach axis, linear deviations, and a means (13) for computing, with the aid of said linear deviations, piloting instructions for the aircraft.

(57) Abrégé : Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche autonome en vue d'un atterrissage. Le système de pilotage (1) comporte un calculateur de guidage de vol (10) qui comprend un moyen (11) pour calculer directement à l'aide d'une indication de position et d'informations caractérisant

[Suite sur la page suivante]

WO 2007/080314 A2

(84) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible)* **:** ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— *sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport*

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

un axe d'approche virtuel, des déviations linéaires, et un moyen (13) pour calculer, à l'aide desdites déviations linéaires, des consignes de pilotage de l'aéronef .

Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche autonome en vue d'un atterissage

La présente invention concerne un système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche autonome en vue d'un atterrissage, en particulier dans le domaine militaire.

Une approche autonome doit permettre de faire voler l'aéronef en conditions météorologiques de vol aux instruments de type IMC ("Instrument Meteorological Conditions" en anglais), jusqu'à une hauteur de décision, par exemple 200 pieds (environ 60 mètres), qui correspond à la hauteur de décision d'une approche de précision de type ILS ("Instrument Landing System" en anglais, à savoir système d'atterrissage aux instruments), sans utilisation de moyens de navigation situés au sol. Lors d'une telle approche autonome, les moyens de positionnement utilisés par l'aéronef sont donc exclusivement des moyens embarqués, et notamment un système de positionnement par satellites, par exemple de type GPS ("Global Positioning System" en anglais), une centrale inertielle, et des capteurs barométriques. L'approche peut également être réalisée sans contrôleur de l'espace aérien. A ladite hauteur de décision, l'équipage de l'aéronef doit visuellement acquérir la piste. Si tel est le cas, il finit l'atterrissage en mode visuel à l'aide d'un guidage manuel. En revanche, si à cette hauteur de décision, l'équipage ne voit pas la piste, il doit effectuer une remise des gaz de manière à faire remonter l'aéronef à une altitude de sécurité prédéterminée. La trajectoire d'approche utilisée pour réaliser une telle approche autonome est créée avant le vol et décrite sur une carte papier qui est à la disposition de l'équipage au cours du vol. Pour ce faire, la configuration du terrain autour de la piste d'atterrissage a été analysée et des marges vis-à-vis des obstacles ont été définies. Cette trajectoire d'approche est égale-

ment sauvegardée dans une base de données du système de pilotage de l'aéronef.

Par le document FR-2 852 686, on connaît un système de pilotage d'un aéronef destiné à piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision. Ce système de pilotage est surtout utilisé dans le domaine civil. Un tel système de pilotage usuel qui concerne donc une approche de non précision présente un objectif majeur commun à une approche autonome telle que considérée dans la présente invention, à savoir que ledit système de pilotage doit être autonome vis-à-vis des moyens de navigation situés au sol et doit ainsi pouvoir réaliser l'approche à n'importe quel endroit sur le globe terrestre.

Un tel système de pilotage usuel destiné à une approche de non précision comporte généralement :

- un système de gestion de vol de type FMS ("Flight Management System" en anglais), qui détermine la position effective de l'aéronef, et ceci :
  - . dans le cas nominal, en effectuant une hybridation d'informations GPS ("Global Positionning System" en anglais) d'un récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage de type MMR ("Multi Mode Receiver" en anglais) avec des informations inertielles issues d'une unité de référence inertielle ; et
  - . dans des cas dégradés, en effectuant une hybridation des informations inertielles avec des informations de radionavigation ;
- un récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage, de type MMR, qui reçoit, en particulier dudit système de gestion de vol, la position effective de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel, et qui détermine à partir de ces informations des déviations angulaires latérales et verticales entre la position effective de

l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel ;

- un calculateur de guidage de vol de type FG ("Flight Guidance" en anglais) qui calcule, à partir des déviations angulaires reçues dudit récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage, et à partir de la distance par rapport à l'axe de la piste d'atterrissage, des déviations linéaires et qui utilise ces déviations linéaires pour calculer, à l'aide d'au moins une loi de pilotage usuel, des consignes de guidage de l'aéronef ; et
- au moins un dispositif d'aide au pilotage, par exemple un pilote automatique ou un directeur de vol, qui permet le guidage de l'aéronef jusqu'à son atterrissage, conformément auxdites consignes de vol, et ceci soit automatiquement (pilote automatique), soit manuellement (directeur de vol).

On notera toutefois que les objectifs d'une approche autonome, en particulier dans le domaine militaire, sont plus ambitieux que ceux d'une approche de non précision de type précité dans le domaine civil. En particulier, les hauteurs de décision envisagées sont au minimum de 200 pieds (environ 60 mètres) pour une approche autonome, alors qu'elles sont au minimum de 250 pieds (environ 75 mètres) pour une approche de non précision. En conséquence, le cône de sécurité dans lequel doit rester l'aéronef pour effectuer l'approche est plus petit en approche autonome qu'en approche de non précision. De plus, en approche autonome, l'absence de contrôleur aérien supprime un moyen de surveillance, par rapport à la situation existant pour une approche de non précision dans le domaine civil.

Aussi, le système de pilotage usuel de type précité, qui est bien approprié pour piloter un aéronef lors d'une approche de non précision, ne permet de garantir :

- ni la tenue des performances exigées pour une approche autonome, les performances les plus contraignantes étant l'intégrité et la précision du positionnement vertical de l'aéronef, ainsi que la flexibilité du pilote automatique permettant de capturer des segments de faible longueur et de maintenir précisément des pentes faibles et fortes ;
- ni le respect du caractère critique de certains paramètres (en particulier l'axe d'approche virtuel selon lequel sera guidé l'aéronef, ainsi que la position en trois dimensions dudit aéronef) utilisés par le système de pilotage.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un système de pilotage permettant de mettre en œuvre une approche autonome de type précité, en garantissant à la fois la tenue des performances exigées et le respect du caractère critique de certains paramètres utilisés.

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

- des sources d'informations qui fournissent au moins une indication de position relative à la position effective en trois dimensions de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel ; et
- des moyens de traitement qui traitent des informations issues desdites sources d'informations, qui sont susceptibles de déterminer des déviations entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui utilisent les résultats de ces traitements,

est remarquable en ce que lesdits moyens de traitement font partie d'un calculateur de guidage de vol qui comporte :

- un premier moyen de calcul pour calculer directement à l'aide de ladite indication de position et desdites informations caractérisant l'axe

d'approche virtuel, des déviations linéaires (ou métriques) entre la position effective de l'aéronef et ledit axe d'approche virtuel ;

- un deuxième moyen de calcul pour calculer directement à l'aide de ladite indication de position et desdites informations caractérisant l'axe d'approche virtuel, des déviations angulaires latérales et verticales entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel ; et
- un troisième moyen de calcul pour calculer, à l'aide des déviations linéaires calculées par ledit premier moyen de calcul, des consignes de pilotage de l'aéronef.

Ainsi, grâce à l'invention, le système de pilotage ne comporte pas de récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage à la différence d'un système de pilotage usuel précité, et le calculateur de guidage de vol calcule directement, à l'aide de l'indication de position et des informations caractérisant l'axe d'approche virtuel, les déviations linéaires qui sont utilisées pour calculer les consignes de pilotage. Ceci évite de réaliser des conversions de déviations angulaires en déviations linéaires, telles que réalisées dans le système de pilotage usuel précité. Le système de pilotage conforme à l'invention permet également d'augmenter la flexibilité d'un moyen d'aide au pilotage, en particulier un pilote automatique, utilisé.

De plus, le fait de réaliser le calcul des déviations linéaires et le calcul des consignes du guidage dans un seul et même calculateur de guidage de vol permet de diminuer les temps de latence.

Par conséquent, grâce au système de pilotage conforme à l'invention, on optimise le guidage de manière à pouvoir voler avec les mêmes lois de guidage des pentes faibles et des pentes fortes et à pouvoir capturer des axes d'approche relativement courts.

En outre, comme le système de pilotage conforme à l'invention ne comporte pas de récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage (à la diffé-

rence du système de pilotage usuel précité), il présente une architecture simplifiée.

En outre, avantageusement, lesdites sources d'informations comportent :

- un calculateur de gestion de vol qui est associé à une base de données contenant au moins lesdites informations permettant de caractériser ledit axe d'approche virtuel ; et/ou
- un système de positionnement permettant de déterminer la position effective en trois dimensions de l'aéronef, uniquement à l'aide de moyens embarqués.

Dans un mode de réalisation particulier, le système de pilotage conforme à l'invention comporte, de plus, au moins un moyen d'aide au pilotage, par exemple un pilote automatique ou un directeur de vol, qui est relié audit calculateur de guidage de vol et qui utilise lesdites consignes de guidage pour aider à guider l'aéronef.

En outre, ledit système de pilotage comporte, de plus, des moyens auxiliaires qui sont reliés audit calculateur de guidage de vol et qui utilisent lesdites déviations angulaires latérales et verticales, à savoir en particulier un système de contrôle et d'affichage de type CDS ("Control and Display System" en anglais) qui affiche les déviations angulaires sur au moins un écran du poste de pilotage ou un système de surveillance de vol de type FWS ("Flight Warning System" en anglais) qui utilise lesdites déviations angulaires pour réaliser des surveillances.

L'unique figure du dessin annexé fera bien comprendre comme l'invention peut être réalisée. Cette figure unique est le schéma synoptique d'un système de pilotage conforme à l'invention.

Le système 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure, est destiné au pilotage d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport militaire. Plus particulièrement, il a pour but au moins

de piloter l'aéronef lors d'une approche autonome (c'est-à-dire en l'absence d'informations 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 ledit aéronef (non représenté), est du type comportant :

- des sources d'informations 2 précisées ci-dessous, qui engendrent au moins une indication de position relative à la position effective en trois dimensions de l'aéronef, ainsi que 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 autonome de la présente invention, ne comprennent pas de données issues de stations de guidage situées au sol, comme dans le cas d'une approche de précision aux instruments par exemple ; et
- des moyens de traitements 3 qui reçoivent les informations précitées des sources d'informations 2, qui sont susceptibles de déterminer des déviations entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui utilisent les résultats de ces traitements comme précisé ci-dessous.

Dans un mode de réalisation particulier, lesdites sources d'informations 2 comportent :

- un calculateur de gestion de vol 4, de type FMS ("Flight Management System" en anglais) par exemple, qui est relié :
  - par l'intermédiaire d'une liaison 5 à une base de données 6 qui contient au moins lesdites informations permettant de caractériser ledit axe d'approche virtuel ; et
  - par l'intermédiaire d'une liaison 7 auxdits moyens 3 ; et
- un système de positionnement 8, qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison 9 auxdits moyens 3 et qui est formé de manière à déterminer la

position effective courante en trois dimensions (c'est-à-dire en latitude, longitude et altitude) de l'aéronef, et ceci uniquement à l'aide de moyens embarqués précisés ci-dessous.

Selon l'invention, lesdits moyens de traitement 3 font partie d'un calculateur de guidage de vol 10 de type FG ("flight guidance" en anglais), qui comporte :

- un moyen de calcul 11 qui est relié par l'intermédiaire de la liaison 7 audit système de gestion de vol 4 et par l'intermédiaire de la liaison 9 audit système de positionnement 8, qui reçoit ladite indication de position dudit système de positionnement 8 et les informations caractérisant l'axe d'approche virtuel dudit système de gestion de vol 4 (qui extrait ces informations de la base de données 6), et qui calcule directement à l'aide de toutes ces informations, de la manière précisée ci-dessous, des déviations linéaires (ou métriques). Ces déviations linéaires représentent les distances linéaires perpendiculaires (exprimées par exemple en mètres) entre la position effective de l'aéronef et l'axe d'approche virtuel, une première distance étant calculée dans le plan horizontal et une seconde distance étant calculée dans le plan vertical ;
- un moyen de calcul 12 qui est lié auxdites liaisons 7 et 9 et qui calcule, à l'aide des informations précitées, de façon usuelle, des déviations angulaires latérales et verticales entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel ; et
- un moyen de calcul 13 qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison 14 audit moyen de calcul 11 et qui est formé de manière à calculer, directement à l'aide des déviations linéaires reçues dudit moyen de calcul 11, des consignes de pilotage de l'aéronef, les consignes de pilotage ainsi calculées pouvant être transmises par l'intermédiaire d'une liaison 15 à des moyens 16 d'aide au pilotage.

Lesdits moyens 16 utilisent les consignes de pilotage reçues dudit calculateur de guidage de vol 10 pour permettre le guidage de l'aéronef jusqu'à son atterrissage, soit directement (lesdits moyens 16 peuvent comporter à cet effet un pilote automatique usuel 17) soit indirectement (lesdits moyens 16 peuvent alors comporter un directeur de vol 18 usuel, pour présenter les consignes de pilotage au pilote qui réalise dans ce cas le guidage manuellement).

A la différence d'un système de pilotage usuel permettant de piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision, les déviations angulaires verticales et latérales qui sont calculées de façon usuelle par le moyen de calcul 12 ne sont pas utilisées pour déterminer les déviations linéaires (qui sont calculées directement par le moyen de calcul 11 dans le cadre de la présente invention). Toutefois ces déviations angulaires latérales et verticales peuvent être transmises, par l'intermédiaire d'une liaison 19, à des dispositifs utilisateurs, et en particulier :

- à un système d'affichage et de contrôle 20, par exemple de type CDS ("Control and Display System" en anglais), qui affiche lesdites déviations angulaires sur au moins un écran du poste de pilotage de l'aéronef ; et
- un système d'alerte et de surveillance 21, par exemple du type FWS ("Flight Warning System" en anglais), qui utilise ces déviations pour réaliser des surveillances usuelles.

Ainsi, lorsque lors d'un vol de l'aéronef le pilote désire réaliser une approche autonome (suivant un axe d'approche virtuel) en vue d'un atterrissage sur une piste, il sélectionne ce mode d'approche à l'aide d'une interface homme/machine prévue de façon usuelle sur le système de gestion de vol 4. Ledit système de vol 4 extrait alors les informations permettant de caractériser l'axe d'approche virtuel de la base de données 6 qui est une base de données de navigation de l'aéronef. Ces informations sont

transmises en temps réel au calculateur de guidage de vol 10. Le système de positionnement 8 fournit également audit calculateur de guidage de vol 10, en temps réel, la position effective courante en trois dimensions de l'aéronef, qui comprend la position en deux dimensions (latitude, longitude) dans le plan horizontal ainsi que l'altitude géométrique. A l'aide dudit axe d'approche et de ladite position en trois dimensions, le calculateur de guidage de vol 10 calcule à la fois :

- des déviations angulaires qui sont affichées sur un écran du système d'affichage et de contrôle 20 et qui sont utilisées pour des surveillances par le système d'alerte 21 ; et
- des déviations linéaires que ledit calculateur de guidage de vol 10 utilisent pour déterminer les consignes de pilotage qui sont transmises par l'intermédiaire de la liaison 15 aux moyens utilisateurs 16.

La spécificité de l'architecture du système de pilotage 1 conforme à l'invention (utilisé pour une approche autonome) est le fait de calculer les déviations linéaires directement dans le calculateur de guidage de vol 10, ce qui permet d'optimiser la chaîne de guidage.

Dans un mode réalisation particulier, ledit système de positionnement 8 comporte, pour déterminer la position effective courante en 3D de l'aéronef ;

- un dispositif de positionnement par satellites ;
- des capteurs barométriques ; et
- les centrales inertielles de l'aéronef.

Comme dispositif de positionnement par satellites, on utilise de préférence un système GPS ("Global Positionning System" en anglais) de type militaire. Toutefois, il est également envisageable d'utiliser un système de navigation global par satellites de type GNSS ("Global Navigation Satellite System" en anglais), un système d'augmentation basé sur les sa-

tellites de type SBAS ("Satellite Based Augmentation System" en anglais) ou un système de positionnement par satellites de type GALILEO.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit système de positionnement 8 et ledit calculateur de guidage de vol 10 sont réalisés chacun à partir de trois éléments, à savoir trois unités de positionnement et trois calculateurs. Dans ce cas, chacune des trois unités de positionnement calcule une position en deux dimensions et une altitude hybride qu'il envoie aux trois calculateurs. Chaque calculateur consolide une position en deux dimensions et une altitude à partir des trois données reçues. Le système de positionnement 8 détermine, en fonction de considérations techniques telles que la constellation des satellites, une précision et un niveau d'intégrité des positions calculées. Si ces paramètres sont inférieurs aux performances requises pour une approche autonome, le système de positionnement 8 envoie un message au calculateur de gestion de vol 4 qui déclare l'approche autonome indisponible à l'équipage, par exemple par l'intermédiaire d'un affichage en particulier sur un écran du système d'affichage et de contrôle 20. Les caractéristiques précédentes permettent de sécuriser l'utilisation de la position en trois dimensions de l'aéronef dans le guidage. De plus, l'utilisation directe de cette position en trois dimensions par le calculateur de guidage de vol 10 permet d'optimiser le temps de latence et donc la précision de la comparaison, notamment par rapport à une architecture usuelle pour laquelle la position est hybridée dans un système de gestion de vol avant d'être utilisée par un récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage.

REVENDICATIONS

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

- des sources d'informations (2) qui fournissent au moins une indication de position relative à la position effective en trois dimensions de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel ; et
- des moyens de traitement (3) qui traitent des informations issues desdites sources d'informations (2), qui sont susceptibles de déterminer des déviations entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui utilisent les résultats de ces traitements,

caractérisé en ce que lesdits moyens de traitement (3) font partie d'un calculateur de guidage de vol (10) qui comporte :

- un premier moyen de calcul (11) pour calculer directement à l'aide de ladite indication de position et desdites informations caractérisant l'axe d'approche virtuel, des déviations linéaires entre la position effective de l'aéronef et ledit axe d'approche virtuel ;
- un deuxième moyen de calcul (12) pour calculer directement à l'aide de ladite indication de position et desdites informations caractérisant l'axe d'approche virtuel, des déviations angulaires latérales et verticales entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel ; et
- un troisième moyen de calcul (13) pour calculer, à l'aide des déviations linéaires calculées par ledit premier moyen de calcul (11), des consignes de pilotage de l'aéronef.

2. Système de pilotage selon la revendication 1,
caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent un calculateur de gestion de vol (4) qui est associé à une base de données (6) contenant au moins lesdites informations permettant de caractériser ledit axe d'approche virtuel.

3. Système de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent un système de positionnement (8) permettant de déterminer la position effective en trois dimensions de l'aéronef, uniquement à l'aide de moyens embarqués.

4. Système de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, au moins un moyen (16) d'aide au pilotage qui est relié audit calculateur de guidage de vol (10) et qui utilise lesdites consignes de guidage pour aider à guider l'aéronef.

5. Système de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, des moyens auxiliaires (20, 21) qui sont reliés audit calculateur de guidage de vol (10) et qui utilisent lesdites déviations angulaires latérales et verticales.

6. Aéronef,
caractérisé en ce qu'il comporte un système de pilotage (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 5.

1/1

