



(11)

EP 4 372 723 A1

(12)

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:
22.05.2024 Bulletin 2024/21

(51) Classification Internationale des Brevets (IPC):
G08G 5/00 (2006.01) **G08G 5/02** (2006.01)

(21) Numéro de dépôt: 23208909.4

(52) Classification Coopérative des Brevets (CPC):
G08G 5/0021; G08G 5/025

(22) Date de dépôt: 09.11.2023

(84) Etats contractants désignés:
**AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB
GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC ME MK MT NL
NO PL PT RO RS SE SI SK SM TR**
Etats d'extension désignés:
BA
Etats de validation désignés:
KH MA MD TN

(30) Priorité: 17.11.2022 FR 2211937

(71) Demandeurs:
• **Airbus SAS**
31700 Blagnac (FR)

- Airbus Operations SAS**
31060 Toulouse (FR)

(72) Inventeurs:

- ESSOUSSI, Mohamed-Habib**
31060 TOULOUSE (FR)
- FOURCADE, Didier**
31700 BLAGNAC (FR)
- FALIPOU, Olivier**
31700 BLAGNAC (FR)

(74) Mandataire: **Gevers & Orès**
Immeuble le Palatin 2
3 Cours du Triangle
CS 80165
92939 Paris La Défense Cedex (FR)

(54) **PROCÉDÉ ET CALCULATEUR AVIONIQUE D'ADAPTATION D'UN POINT D'ANCRAVE D'UN SEGMENT TERMINAL PAR RAPPORT À UN POINT DE SEUIL D'ATERRISSEMENT, POUR UNE APPROCHE DE NON PRÉCISION**

(57) - Procédé et calculateur avionique d'adaptation d'un point d'ancrage d'un segment terminal par rapport à un point de seuil d'atterrissement, pour une approche de non précision.

- Le calculateur avionique comporte une unité de traitement configurée pour comparer la distance (D2) entre une première position et une seconde position à une distance (dAP) prédéterminée, la première position correspondant à la position d'un point d'ancrage initial (7) d'un segment terminal initial (5A) et la seconde position correspondant à la position d'un point de seuil d'atterrissement (LTP) de la piste (3), pour vérifier si le segment terminal

initial (5A) de la trajectoire virtuelle (TV) croise le seuil (12) de la piste (3) et pour, si la distance (D2) entre la première position et la seconde position est inférieure à la distance (dAP) prédéterminée et si le segment terminal initial (5A) de la trajectoire virtuelle (TV) croise le seuil (12) de la piste (3), définir ledit point de seuil d'atterrissement (LTP) comme point d'ancrage (AP) d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle pour un mode FLS d'approche de non précision, le calculateur avionique permettant ainsi d'augmenter la disponibilité de mise en oeuvre du mode FLS.

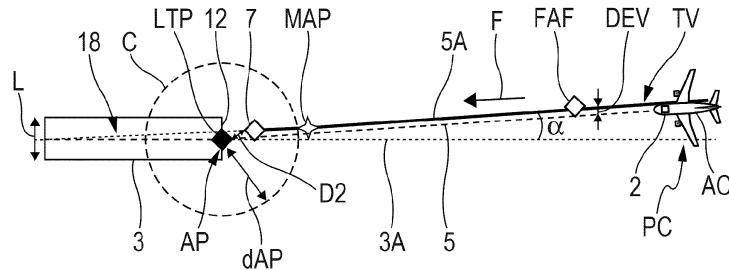


Fig. 3

Description**Domaine technique**

[0001] La présente invention concerne un procédé et un calculateur avionique d'adaptation d'un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle pour un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aéronef sur une piste d'un aérodrome, ainsi qu'une méthode et un ensemble de systèmes de mise en oeuvre d'un tel mode d'approche de non précision, comprenant respectivement un tel procédé et un tel dispositif.

Etat de la technique

[0002] 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") qui utilise notamment des stations sol situées en bordure de piste et un récepteur radio spécialisé monté à bord de l'aéronef.

[0003] Une approche de non précision, telle que considérée dans la présente invention, existe lorsque les équipements précédents ne sont pas disponibles ou en fonctionnement, tout au moins en partie, de sorte qu'une approche de précision usuelle ne peut pas être mise en oeuvre. La présente invention s'applique à une approche de non précision de type FLS (pour « FMS Landing System » en anglais avec FMS pour « Flight Management System » en anglais, c'est-à-dire un système d'atterrissement utilisant un système de gestion de vol).

[0004] Pour mettre en oeuvre cette approche, à l'aide d'un mode d'approche de non précision de type FLS (ou mode FLS), il est nécessaire de déterminer une trajectoire virtuelle, correspondant au trajet théorique que doit suivre l'aéronef pendant cette approche. Le guidage de l'aéronef consiste alors à essayer d'annuler les éventuels écarts entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur cette trajectoire virtuelle. De façon usuelle, la trajectoire virtuelle comprend un segment terminal, à savoir le dernier segment avant d'atteindre la piste d'atterrissement. Ce segment terminal est défini par rapport à un point extrême aval dit point d'ancrage.

[0005] La mise en oeuvre du mode FLS apporte une aide importante au pilote de l'aéronef, en réalisant en particulier différentes opérations de guidage, de surveillance et si nécessaire d'alerte.

[0006] Toutefois, pour que ce mode FLS puisse être mis en oeuvre jusqu'à une zone de contact (« touchdown zone » en anglais) sur la piste d'atterrissement, le point d'ancrage doit être positionné de façon appropriée, notamment par rapport au seuil de la piste d'atterrissement. En effet, en l'absence d'un tel positionnement approprié, le mode FLS ne peut pas être mis en oeuvre jusqu'à la zone de contact et sa mise en oeuvre est arrêtée à une

certaine distance de la piste.

[0007] Or, en fonction de sa détermination, le point d'ancrage n'est pas toujours positionné, tel que nécessaire pour la mise en oeuvre d'un mode FLS.

[0008] Ce système usuel de mise en oeuvre d'un mode d'approche de non précision de type FLS peut donc encore être amélioré, notamment en terme de disponibilité.

Exposé de l'invention

[0009] Un objectif de la présente invention est d'améliorer la mise en oeuvre d'un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef. Pour ce faire, elle concerne un procédé d'adaptation d'un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle pour un mode d'approche de non précision de type FLS (ou mode FLS) d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aéronef sur une piste d'un aérodrome, ledit procédé étant mis en oeuvre dans un calculateur avionique, en particulier un système (ou calculateur) de gestion de vol de type FMS (pour « Flight Management System » en anglais), comprenant au moins une unité de traitement et une base de données de navigation.

[0010] Selon l'invention, ledit procédé comporte au moins les étapes suivantes, mises en oeuvre par l'unité de traitement :

- une étape de comparaison consistant à comparer la distance entre une première position et une seconde position à une distance prédéterminée, la première position correspondant à la position d'un point d'ancrage initial d'un segment terminal initial et la seconde position correspondant à la position d'un point de seuil d'atterrissement de ladite piste ;
- une étape de vérification consistant à vérifier si la direction du segment terminal de la trajectoire virtuelle croise le seuil de la piste ; et
- une étape de calcul consistant, si la distance entre la première position et la seconde position est inférieure à ladite distance prédéterminée et si le segment terminal initial de la trajectoire virtuelle croise le seuil de la piste, à définir comme point d'ancrage ledit point de seuil d'atterrissement.

[0011] Ainsi, grâce à l'invention, on définit, lorsque les conditions précitées sont remplies, un point d'ancrage adapté qui est situé sur le seuil de la piste d'atterrissement. Grâce à ce nouveau positionnement du point d'ancrage, on peut mettre en oeuvre un mode FLS jusqu'à l'atterrissement (c'est-à-dire jusqu'à une zone de contact de la piste) et donc profiter des avantages (guidage, surveillance, alerte) précisés ci-dessous du mode FLS qui n'aurait pas pu être mis en oeuvre sans cette adaptation.

[0012] On notera que cette adaptation, c'est-à-dire ce déplacement du point d'ancrage, décale légèrement le point d'ancrage latéralement d'une dizaine de mètres au maximum par rapport à la position du point d'ancrage initial, ce qui est négligeable en termes d'autorisation de

mise en oeuvre et de sécurité.

[0013] Dans un mode de réalisation préféré, ladite distance prédéterminée est de l'ordre de 0,14 mille nautique (environ 260 mètres).

[0014] La présente invention concerne également une méthode de mise en oeuvre d'un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aéronef sur une piste d'un aérodrome, ladite méthode utilisant une trajectoire virtuelle dont un segment terminal est défini par rapport à un point d'ancrage, ladite méthode étant mise en oeuvre par un ensemble de systèmes avioniques.

[0015] Selon l'invention, ladite méthode comporte au moins un procédé d'adaptation d'un point d'ancrage tel que décrit ci-dessus et elle utilise le point d'ancrage déterminé par ledit calculateur avionique comme point d'ancrage du segment terminal de la trajectoire virtuelle.

[0016] Avantageusement, ladite méthode met en oeuvre, lors de l'atterrissage de l'aéronef, un guidage de l'aéronef au moins le long du segment terminal de la trajectoire virtuelle, jusqu'à une zone de contact sur la piste d'atterrissage.

[0017] De plus, de façon avantageuse, ladite méthode met en oeuvre, lors de l'atterrissage de l'aéronef, une surveillance de l'aéronef jusqu'à une zone de contact sur la piste d'atterrissage, de manière à détecter la cas échéant au moins une déviation (verticale et/ou horizontale) de la position courante de l'aéronef par rapport au segment terminal de la trajectoire virtuelle.

[0018] En outre, avantageusement, ladite méthode émet, en cas de détection d'une déviation (verticale et/ou horizontale) supérieure à une valeur prédéterminée, au moins l'une des alertes suivantes dans le poste de pilotage de l'aéronef : une alerte visuelle, une alerte sonore.

[0019] La présente invention concerne, en outre, un calculateur avionique, en particulier un système (ou calculateur) de gestion de vol, pour adapter un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle pour un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aéronef sur une piste d'un aérodrome, ledit calculateur avionique comprenant au moins une unité de traitement et une base de données de navigation.

[0020] Selon l'invention, l'unité de traitement est configurée :

- pour comparer la distance entre une première position et une seconde position à une distance prédéterminée, la première position correspondant à la position d'un point d'ancrage initial d'un segment terminal initial et la seconde position correspondant à la position d'un point de seuil de ladite piste ;
- pour vérifier si le segment terminal de la trajectoire virtuelle croise le seuil de la piste ; et
- pour, si la distance entre la première position et la seconde position est inférieure à ladite distance prédéterminée et si le segment terminal initial de la trajectoire virtuelle croise le seuil de la piste, définir

comme point d'ancrage ledit point de seuil de piste.

[0021] La présente invention concerne également un ensemble de systèmes avioniques pour mettre en oeuvre un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aéronef sur une piste d'un aérodrome, ledit ensemble comprenant au moins un système de gestion de vol configuré pour utiliser une trajectoire finale virtuelle dont un segment terminal est défini par rapport à un point d'ancrage.

[0022] Selon l'invention, ledit ensemble (de systèmes) comporte au moins un calculateur avionique d'adaptation d'un point d'ancrage tel que décrit ci-dessus, et ledit ensemble (de systèmes) est configuré pour utiliser le point d'ancrage défini par ledit calculateur avionique comme point d'ancrage du segment terminal de la trajectoire virtuelle.

[0023] Dans un mode de réalisation préféré, ledit ensemble comporte, de plus, au moins l'un des systèmes suivants : un système d'alerte de vol, un système de guidage de vol, un système d'alerte et d'évitement de terrain, et il est configuré pour mettre en oeuvre au moins l'une des actions suivantes, lors de l'atterrissage de l'aéronef :

- 25 - un guidage de l'aéronef au moins le long du segment terminal de la trajectoire virtuelle, jusqu'à une zone de contact sur la piste d'atterrissage ;
- une surveillance de l'aéronef jusqu'à la zone de contact sur la piste d'atterrissage, de manière à détecter la cas échéant une déviation (verticale et/ou horizontale) de la position courante de l'aéronef par rapport au segment terminal de la trajectoire virtuelle ;
- en cas de détection d'une déviation (verticale et/ou horizontale) supérieure à une valeur prédéterminée, l'émission d'au moins l'une des alertes suivantes dans le poste de pilotage de l'aéronef : une alerte visuelle, une alerte sonore.

[0024] Par ailleurs, la présente invention concerne également un aéronef, en particulier un avion de transport, qui comporte au moins un calculateur avionique et/ou au moins un ensemble de systèmes, tels que ceux décrits ci-dessus.

45 Brève description des figures

[0025] Les figures annexées feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est le schéma synoptique d'un mode de réalisation particulier d'un système de mise en oeuvre d'un mode FLS comprenant un calculateur avionique d'adaptation d'un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle.

La figure 2 est une vue schématique dans un plan horizontal d'une adaptation d'un point d'ancrage

d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle qui est alignée avec l'axe de la piste d'atterrissage.

La figure 3 est une vue schématique dans un plan horizontal d'une adaptation d'un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle qui est décalée latéralement par rapport à l'axe de la piste d'atterrissage.

La figure 4 est le schéma synoptique d'un mode de réalisation particulier d'une méthode de mise en oeuvre d'un mode FLS comprenant un procédé d'adaptation d'un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle.

La figure 5 est une vue schématique en perspective d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle suivie par un aéronef lors d'une approche, en vue d'un atterrissage de l'aéronef sur une piste d'atterrissage. La figure 6 illustre schématiquement un affichage notamment vertical relatif à la situation de la figure 5. La figure 7 illustre schématiquement un affichage horizontal relatif à la situation de la figure 5.

Description détaillée

[0026] Le calculateur avionique 1, représenté schématiquement sur la figure 1 et permettant d'illustrer l'invention, est destiné à adapter un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle, comme précisé ci-dessous.

[0027] Dans un mode de réalisation préféré, ce calculateur avionique 1 correspond à un système (ou calculateur) de gestion de vol de type FMS (« Flight Management System » en anglais) d'un aéronef AC, par exemple d'un avion de transport.

[0028] Dans une application préférée, ce calculateur avionique 1 fait partie d'un ensemble 2 de systèmes, destiné à la mise en oeuvre d'un mode d'approche de non précision de type FLS (dit « mode FLS » ci-après) de l'aéronef AC.

[0029] Dans les exemples des figures 2, 3 et 5, l'aéronef AC équipé dudit ensemble 2 (de systèmes) est en phase d'approche d'une piste d'atterrissage 3 d'un aérodrome 4, en vue d'un atterrissage sur cette piste d'atterrissage 3.

[0030] L'ensemble 2 permet, de façon usuelle, et comme précisé davantage ci-dessous, de déterminer une trajectoire (finale) virtuelle TV et de la faire suivre par l'aéronef AC pour la mise en oeuvre d'un mode FLS, en vue de l'atterrissement de l'aéronef AC sur la piste d'atterrissage 3. Comme également précisé ci-dessous, l'ensemble 2 détermine les (éventuelles) déviations latérale et verticale de la position courante PC de l'aéronef AC par rapport à cette trajectoire virtuelle TV (ou axe d'approche virtuel), et l'aéronef AC est alors piloté de manière à annuler ces déviations.

[0031] L'ensemble 2 (qui est embarqué sur l'aéronef AC, comme représenté très schématiquement sur les figures 2, 3 et 5) est donc destiné à aider le pilote de l'aéronef AC, notamment pour mettre en oeuvre le mode

FLS le long de la trajectoire virtuelle TV.

[0032] Cette trajectoire virtuelle TV comprend un segment terminal 5. Ce segment terminal 5 correspond à un segment de droite qui, dans le sens (illustré par une flèche F) du vol de l'aéronef AC lors de l'approche, débute à un point FAF (pour « Final approach Fix » en anglais), c'est-à-dire à un point amont représentant un point ou repère d'approche finale, et présente une pente particulière, généralement de l'ordre de 3°. Dans la description suivante, les termes « amont » et « aval » sont déterminés par rapport au sens du vol de l'aéronef AC, indiqué par la flèche F sur les figures 3 à 5.

[0033] Le segment terminal 5 se termine à un point aval représentant un point d'ancrage AP (ou « anchor point » en anglais).

[0034] Le calculateur avionique 1 a pour objet d'adapter, dans certaines conditions, le point d'ancrage AP du segment terminal 5 et de le fournir à l'ensemble 2 pour qu'il l'utilise pour mettre en oeuvre le mode FLS.

[0035] Pour ce faire, le calculateur avionique 1 comporte au moins, comme représenté sur la figure 1 :

- une base de données de navigation 6 de type NDB (pour « Navigation Data Base » en anglais) ; et
- une unité de traitement 8 (PROCESS pour « Processing Unit » en anglais) configurée, notamment, pour recevoir des données de la base de données de navigation 6 et pour réaliser des traitements à partir de ces données.

[0036] Plus précisément, l'unité de traitement 8 est configurée :

- pour calculer la distance D1, D2 (figures 2 et 3) entre la position d'un point d'ancrage initial 7 (d'un segment terminal dit initial 5A défini entre ce point d'ancrage initial 7 et le point FAF) et la position d'un point de seuil d'atterrissage LTP (ou point LTP) de ladite piste 3, et pour comparer cette distance D1, D2 à une distance dAP pré-déterminée ;
- pour vérifier si le segment terminal initial 5A croise le seuil 12 de la piste 3 ; et
- pour, si ladite distance D1, D2 est inférieure à ladite distance dAP et si le segment terminal 5A croise le seuil 12 de la piste 3, définir comme point d'ancrage AP ledit point LTP.

[0037] Pour mettre en oeuvre le mode FLS, l'ensemble 2 comprend, en plus du calculateur avionique 1, une pluralité de systèmes usuels regroupés dans un sous-ensemble 9 sur la figure 1. Le sous-ensemble 9 comporte les systèmes usuels suivants :

- un système d'alerte de vol 10, par exemple de type FWS (pour « Flight Warning System » en anglais), permettant notamment de déterminer des déviations excessives et de les mettre en évidence sur au moins un écran ;

- un système de guidage de vol 11, par exemple de type FG (pour « Flight Guidance » en anglais) ; et
- un système d'alerte et d'évitement de terrain 13, par exemple de type TAWS (pour « Terrain Avoidance and Warning System » en anglais).

[0038] Pour mettre en oeuvre le mode FLS, l'ensemble 2 peut également utiliser, de plus, d'autres systèmes ou moyens usuels regroupés dans un sous-ensemble 14 sur la figure 1. Le sous-ensemble 14 comporte les systèmes suivants :

- un récepteur multimode d'aide à l'atterrissement 15, par exemple de type MMR (pour "Multi Mode Receiver" en anglais) ;
- un système de référence inertielles et de données air 16, par exemple de type ADIRS (pour « Air Data and Inertial Référence System » en anglais) ;
- un système d'affichage 17 (DISPLAY pour « Display System » en anglais) comprenant, notamment, un écran 19 de paramètres de vol primaires de type PFD (pour « Primary Flight Display » en anglais), comme représenté par exemple sur la figure 6, et un écran de navigation 20 de type ND (pour « Navigation Display » en anglais), comme représenté par exemple sur la figure 7 ; et
- un système d'alerte sonore 21 (SOUND pour « sound alarm unit » en anglais) comprenant, par exemple, au moins un haut-parleur qui est installé dans le poste de pilotage de l'aéronef ou dans un équipement du poste de pilotage et qui permet d'émettre une alarme sonore.

[0039] Dans un mode de réalisation préféré, et comme décrit plus en détail ci-dessous, l'ensemble 2 (de systèmes) est configuré pour mettre en oeuvre, lors de l'atterrissement de l'aéronef AC, les actions suivantes :

- un guidage de l'aéronef AC au moins le long du segment terminal 5 de la trajectoire virtuelle TV, jusqu'à une zone de contact 18 sur la piste d'atterrissement 3. Pour ce faire, le système d'affichage 17 peut fournir des informations au pilote, afin de l'aider à guider l'aéronef AC jusqu'à son atterrissage sur la piste d'atterrissement 3 ;
- une surveillance de l'aéronef AC jusqu'à la zone de contact 18 sur la piste d'atterrissement 3, de manière à détecter la cas échéant une déviation (verticale et/ou horizontale) de la position courante PC de l'aéronef AC par rapport au segment terminal initial 5A de la trajectoire virtuelle TV ; et
- en cas de détection d'une déviation verticale supérieure à une valeur pré-déterminée, l'émission d'au moins une alerte (ou alarme) dans le poste de pilotage de l'aéronef, à savoir au moins une alerte visuelle (par exemple sur l'écran 19 de paramètres de vol primaires) et/ou au moins une alerte sonore (notamment à l'aide du système d'alerte sonore 21).

[0040] Le calculateur avionique 1, tel que décrit ci-dessus, est destiné à mettre en oeuvre un procédé P (représenté sur la figure 2) d'adaptation d'un point d'ancrage AP d'un segment terminal 5 d'une trajectoire virtuelle TV pour un mode FLS d'un aéronef AC, en vue d'un atterrissage de l'aéronef AC sur une piste d'atterrissement 3 d'un aérodrome 4, comme illustré sur les figures 3 à 5. Le segment terminal 5 débute au point d'approche finale FAF et se termine au point d'ancrage AP.

[0041] Pour sa mise en oeuvre, le procédé P fait partie d'une méthode M (figure 2) de mise en oeuvre, par l'ensemble 2 tel que décrit ci-dessus, d'un mode FLS qui utilise le point d'ancrage AP défini par ledit procédé P comme point d'ancrage du segment terminal 5 de la trajectoire virtuelle TV lors de la mise en oeuvre du mode FLS.

[0042] Le procédé P comporte, comme représenté sur la figure 4, notamment une étape de comparaison E1, une étape de vérification E2 et une étape de calcul E3.

[0043] Le procédé P prend en compte la position (à savoir la latitude, la longitude, et l'altitude) du point d'ancrage initial 7.

[0044] Le point d'ancrage initial 7 (qui représente le point d'ancrage considéré par l'ensemble 2 avant l'adaptation mise en oeuvre par le calculateur avionique 1) peut correspondre au point MAP (précisé ci-dessous) ou bien à un point déterminé par un moyen de calcul usuel (notamment le calculateur avionique 1) de l'ensemble 2. Ce point d'ancrage initial 7 représente alors un « pseudo-FEP », c'est-à-dire un point présentant les caractéristiques d'un point FEP (pour « Final End Point » en anglais) mais qui n'a pas été codé comme un point FEP mais déterminé par un moyen de calcul de l'ensemble 2.

[0045] Le procédé P prend également en compte la position (à savoir la latitude, la longitude, et l'altitude) du point de seuil d'atterrissement LTP (ci-après point LTP) de la piste d'atterrissement 3. Le point LTP (pour « Landing Threshold Point » en anglais) qui est enregistré dans la base de données de navigation 6, est un point situé latéralement au croisement entre le seuil 12 (c'est-à-dire le bord amont de la piste d'atterrissement 3, qui est orthogonal à l'axe 3A de la piste d'atterrissement 3 et qui présente une longueur égale à la largeur L de la piste d'atterrissement 3) de la piste 3 et l'axe 3A de la piste d'atterrissement 3, et verticalement à une hauteur de seuil de piste TCH (pour « Threshold Crossing Height » en anglais). Cette hauteur TCH est, soit codée dans la base de données de navigation 6, soit enregistrée dans une mémoire du calculateur avionique 1, en étant en général égale à 50 pieds (environ 15 mètres) dans ce cas.

[0046] L'étape de comparaison E1, mise en oeuvre par l'unité de traitement 8, consiste :

- à calculer la distance D1, D2 entre la position du point d'ancrage initial 7 et la position du point LTP ; et
- à comparer cette distance D1, D2 à une distance dAP pré-déterminée.

[0047] Dans un mode de réalisation préféré, la distance dAP prédéterminée est de l'ordre de 0,14 mille nautique (environ 260 mètres).

[0048] En outre, l'étape de vérification E2, également mise en oeuvre par l'unité de traitement 8, consiste à vérifier si la direction du segment terminal initial 5A de la trajectoire virtuelle TV croise le seuil 12 de la piste 3.

[0049] Dans le cadre de la présente invention, on considère que la direction du segment terminal initial 5A croise le seuil 12, lorsque la direction du segment terminal initial 5A (c'est-à-dire le segment terminal initial 5A ou le prolongement vers l'amont du segment terminal initial 5A) croise un plan vertical de largeur égale à la largeur L de la piste d'atterrissage 3 et qui passe par le seuil 12 de la piste d'atterrissage 3.

[0050] Par conséquent, la condition précitée (la direction du segment terminal 5A croise le seuil 12) est remplie si, latéralement, le point d'ancre initial 7 est décalé, au plus, d'une distance L/2 du point LTP.

[0051] L'étape de calcul E3, mise en oeuvre par l'unité traitement 8, consiste à adapter le point d'ancre AP si les deux conditions précitées, vérifiées respectivement à l'étape de comparaison E1 et à l'étape de surveillance E2, sont remplies simultanément :

- la distance D1, D2 est supérieure à la distance dAP prédéterminée ; et
- le segment terminal initial 5A de la trajectoire virtuelle TV croise le seuil 12 de la piste 3.

[0052] Si ces deux conditions sont remplies, l'étape de calcul E3 définit comme point d'ancre AP, l'édit point LTP (et ceci à la place du point d'ancre initial 7).

[0053] Les figures 2 et 3 présentent deux exemples particuliers permettant d'illustrer ce déplacement du point d'ancre AP (du point d'ancre initial 7 vers le point LTP).

[0054] Dans le premier exemple représenté sur la figure 2, la projection sur le sol du segment terminal initial 5A est aligné avec l'axe 3A de la piste d'atterrissage 3.

[0055] Dans cet exemple, les conditions précitées sont bien remplies. D'une part, la projection du prolongement du segment terminal initial 5A croise bien le seuil 12 de la piste 3. D'autre part, la distance D1 entre le point d'ancre initial 7 et le point est bien inférieur à la distance dAP.

[0056] Sur les figures 2 et 3, on a représenté, en tirets, un cercle C ayant comme centre le point LTP et comme rayon la distance dAP. Tous les points situés dans ce cercle C vérifient donc cette dernière condition.

[0057] Dans ce premier exemple, le point d'ancre AP déterminé par le calculateur avionique 1 correspond donc au point LTP et le segment terminal 5 (entre les points FAF et AP) est aligné avec le segment terminal initial 5A (entre les points FAF et 7).

[0058] En fonction de la position, le point d'ancre initial peut parfois correspondre à un point d'approche interrompu MAP (pour « Missed Approach Point » en

anglais), ou point MAP, relatif à la piste d'atterrissage 3. Le point MAP qui est publié, correspond au point limite auquel le pilote doit remettre les gaz au plus tard lorsque l'approche correspondante est manquée (ce qui est notamment le cas lorsque le pilote ne voit pas la piste d'atterrissage 3 avant d'arriver à ce point MAP). Sur les figures 2 et 3, on a représenté le point MAP à titre d'illustration.

[0059] Par ailleurs, dans le second exemple représenté sur la figure 3, la projection sur le sol du segment terminal initial 5A présente un angle α par rapport à l'axe 3A de la piste d'atterrissage 3.

[0060] Dans cet exemple, les conditions précitées sont également remplies. D'une part, la projection du prolongement du segment terminal initial 5 croise bien le seuil 12 de la piste 3. D'autre part, la distance D2 entre le point d'ancre initial 7 et le point LTP est bien inférieur à la distance dAP.

[0061] Dans ce second exemple, le point d'ancre AP déterminé par le calculateur avionique 1 correspond donc également au point LTP.

[0062] Dans ce cas, le segment terminal 5 (de la trajectoire virtuelle TV) suivi par l'aéronef AC (qui aboutit à ce point d'ancre AP) est parallèle au segment terminal initial 5A reliant le point FAF au point d'ancre initial 7 en étant décalé (latéralement) d'un décalage latéral DEV.

[0063] Dans cet exemple, le segment terminal 5 de la trajectoire virtuelle TV qui est suivi par l'aéronef AC est ainsi décalé légèrement, latéralement (c'est-à-dire dans le plan horizontal), par rapport au segment terminal initial 5A. Ce décalage latéral DEV est inférieur ou égal à la moitié de la largeur L de la piste d'atterrissage 3, sinon le segment terminal initial 5 ne croiserait pas le seuil 12 de la piste 3. Ce décalage latéral DEV est donc faible, généralement inférieur à 0,01 NM (environ 18,5 mètres), et est négligeable (en n'ayant en particulier pas d'impact négatif sur la sécurité et n'interdisant pas sa mise en oeuvre).

[0064] Le segment terminal 5 présente la même pente que le segment terminal initial 5A et il aboutit au point d'ancre AP.

[0065] Par ailleurs, comme indiqué ci-dessus, la méthode M, qui met en oeuvre le mode FLS à l'aide de l'ensemble 2 (de systèmes), comprend le procédé P d'adaptation du point d'ancre AP tel que décrit ci-dessus, et elle utilise le point d'ancre AP déterminé par le procédé P comme point d'ancre du segment terminal 5 de la trajectoire virtuelle TV.

[0066] Pour ce faire, lorsque le mode FLS est actif, à savoir pendant l'approche de l'aéronef AC et l'atterrissement de l'aéronef AC, jusqu'à la zone de contact 18 de la piste d'atterrissage 3, la méthode M met en oeuvre (à l'aide de l'ensemble 2) différentes étapes ou opérations précisées ci-après.

[0067] La méthode M comprend une étape (ou opération) de guidage EA, mise en oeuvre en continu, consistant à guider l'aéronef AC le long du segment terminal 5 de la trajectoire virtuelle TV, et ceci jusqu'à la zone de

contact 18 sur la piste d'atterrissage 3.

[0068] Le guidage de l'aéronef AC consiste à annuler les éventuels écarts (qui sont détectés en continu) entre la position courante PC de l'aéronef AC, déterminée comme précisé ci-dessous, et la position qu'il aurait s'il était sur la trajectoire virtuelle TV. Sur l'exemple de la figure 7, l'aéronef AC est décalé verticalement d'un décalage PDEz, en étant situé sous la trajectoire virtuelle TV.

[0069] Le système d'affichage 17 affiche ces écarts (ou déviations), sur des écrans qui sont installés dans le poste de pilotage de l'aéronef AC.

[0070] Le système d'affichage 17 comprend, par exemple, l'écran 19 de paramètres de vol primaires de type PDF (pour « Primary Flight Display » en anglais), représenté sur la figure 6, et l'écran de navigation 20 de type ND (pour « Navigation Display » en anglais), représenté sur la figure 7.

[0071] L'écran 19 comporte, de façon usuelle, un indicateur de vol 22, un indicateur de cap 23, un indicateur d'altitude 24 et un indicateur de vitesse 25.

[0072] Lors de la mise en oeuvre du mode FLS, le système d'affichage 17 affiche, notamment, les informations suivantes sur l'écran 19 :

- sur une zone Z1, une indication (« FLS ») informant que le mode FLS est actif ;
- sur une zone Z2, les références (non représentées) du point d'ancrage (point LTP) utilisé par le mode FLS ; et
- sur une zone Z3, les modes « F-G/S » et « F-LOC » qui sont activés, c'est-à-dire respectivement pour le guidage horizontal (« glide ») et le guidage vertical (« loc ») par rapport à la trajectoire virtuelle TV.

[0073] Dans un mode de réalisation particulier, le système d'alerte et d'évitement du terrain 13 active, le cas échéant, les modes « F-G/S » et « F-LOC ».

[0074] L'indicateur de vol 22 indique que l'aéronef AC est situé sous la trajectoire virtuelle, comme dans l'exemple de la figure 5.

[0075] De plus, le système d'affichage 17 comprend également l'écran de navigation 20 qui comporte, de façon usuelle, comme représenté sur la figure 7, un indicateur de cap 26, un indicateur de distance 27 et un symbole IAC illustrant la position courante de l'aéronef.

[0076] Dans l'exemple représenté, relatif à la situation de la figure 5, l'aéronef AC est bien positionné latéralement. Dans ce cas, le symbole IAC qui suit la trajectoire virtuelle (illustrée par un symbole ITV) est dirigée vers la piste d'atterrissage (illustrée par un symbole I3).

[0077] Dans un mode de réalisation particulier, la position courante PC de l'aéronef AC, qui est utilisée pour le guidage, est déterminée par l'unité de traitement 8 du calculateur avionique 1 (système de gestion de vol). Pour ce faire, l'unité de traitement 8 réalise, de façon usuelle, une consolidation :

- d'une part, de données de position brutes de type GNSS (pour « Global navigation Satellite System » en anglais), reçues du récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 15 ; et
- d'autre part, de données de position hybridées, à partir de données GNSS et de données inertielles, reçues du système de référence inertiel et de données air 16.

[0078] En outre, ladite méthode M comprend également une étape de surveillance EB, mise en œuvre en continu, consistant, lors de l'atterrissage de l'aéronef AC, à surveiller l'aéronef AC jusqu'à la zone de contact 18 sur la piste d'atterrissage 3.

[0079] Cette étape de surveillance EB est en mesure de détecter le cas échéant une déviation, telle que la déviation verticale PDEz de la figure 5, de la position courante PC de l'aéronef AC par rapport au segment terminal 5 de la trajectoire virtuelle TV.

[0080] Par ailleurs, la méthode M comprend une étape d'alerte EC consistant, en cas de détection (à l'étape de surveillance EB) d'une déviation verticale et/ou d'une déviation horizontale qui est supérieure à une valeur pré-déterminée, à émettre une ou plusieurs alertes dans le poste de pilotage de l'aéronef.

[0081] Pour alerter le pilote d'une telle situation de déviation excessive, l'unité d'alerte sonore 21 émet un signal sonore dans le poste de pilotage de l'aéronef AC.

[0082] De plus, l'unité d'affichage 17 émet sur l'écran 19 au moins un symbole 28 caractéristique, de préférence clignotant, pour alerter le pilote de l'aéronef de cette déviation excessive.

[0083] Pour ce faire, en fonction de l'architecture envisagée de l'ensemble 2, le système d'alerte de vol 10 ou le système de guidage de vol 11 fournit des instructions au système d'affichage 17 pour qu'il réalise réaliser un tel affichage.

[0084] Le calculateur avionique 1 et le procédé P (ainsi que l'ensemble 2 et la méthode M qui utilisent le point d'ancrage déterminé par le calculateur avionique 1 et le procédé P), tels que décrits ci-dessus, présentent de nombreux avantages. En particulier, ils présentent des avantages :

- en terme de disponibilité, puisqu'ils permettent d'adapter le point d'ancrage de manière à permettre de mettre en œuvre le mode FLS (jusqu'à la zone de contact sur la piste d'atterrissage, avec ses opérations de guidage, de surveillance et éventuellement d'alerte) pour des situations qui ne le permettent pas actuellement ;
- en terme de robustesse ; et
- en fournissant des informations susceptibles d'être utilisées, le cas échéant, dans un futur système d'atterrissage automatique pour des approches en ligne droite et non décalées.

Revendications

1. Procédé d'adaptation d'un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle pour un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aéronef (AC) sur une piste (3) d'atterrissage d'un aérodrome (4), ledit procédé (P) étant mis en oeuvre dans un calculateur avionique (1), en particulier un système de gestion de vol, comprenant au moins une unité de traitement (8) et une base de données de navigation (6),
caractérisé en ce qu'il comporte au moins les étapes suivantes, mises en oeuvre par l'unité de traitement (8) du calculateur avionique (1) :
- une étape de comparaison (E1) consistant à comparer la distance (D1, D2) entre une première position et une seconde position à une distance (dAP) prédéterminée, la première position correspondant à la position d'un point d'ancrage initial (7) d'un segment terminal initial (5A) et la seconde position correspondant à la position d'un point de seuil d'atterrissage (LTP) de ladite piste (3) ;
 - une étape de vérification (E2) consistant à vérifier si la direction du segment terminal initial (5A) de la trajectoire virtuelle (TV) croise le seuil (12) de la piste (3) ; et
 - une étape de calcul (E3) consistant, si ladite distance (D1, D2) entre la première position et la seconde position est inférieure à ladite distance (dAP) prédéterminée et si le segment terminal initial (5A) de la trajectoire virtuelle (TV) croise le seuil (12) de la piste (3), à définir comme point d'ancrage (AP) ledit point de seuil d'atterrissage (LTP).
2. Procédé selon la revendication 1,
caractérisé en ce que ladite distance (dAP) prédéterminée est de l'ordre de 0,14 mille nautique.
3. Méthode de mise en oeuvre d'un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aéronef (AC) sur une piste d'atterrissage (3) d'un aérodrome (4), ladite méthode (M) utilisant une trajectoire virtuelle (TV) comprenant un segment terminal (5) qui est défini par rapport à un point d'ancrage (AP), ladite méthode (M) étant mise en oeuvre par un ensemble (2) de systèmes avioniques (1, 10, 11, 13, 15, 16, 17, 21),
caractérisée en ce qu'elle comporte au moins un procédé (P) d'adaptation d'un point d'ancrage (AP) selon l'une des revendications 1 et 2, et en ce qu'elle utilise, le cas échéant, le point d'ancrage (AP) défini par ledit procédé (P) comme point d'ancrage du segment terminal (5) de la trajectoire virtuelle (TV).
4. Méthode selon la revendication 3,
caractérisée en ce qu'elle met en oeuvre, lors de l'atterrissement de l'aéronef (AC), un guidage de l'aéronef (AC) au moins le long du segment terminal (5) de la trajectoire virtuelle (TV), jusqu'à une zone de contact (18) sur la piste (3) d'atterrissage.
5. Méthode selon l'une des revendications 3 et 4,
caractérisée en ce qu'elle met en oeuvre, lors de l'atterrissement de l'aéronef (AC), une surveillance de l'aéronef (AC) jusqu'à une zone de contact (18) sur la piste d'atterrissage (3), de manière à détecter, le cas échéant, au moins une déviation (PDEz) de la position courante (PC) de l'aéronef (AC) par rapport au segment terminal (5) de la trajectoire virtuelle (TV).
6. Méthode selon la revendication 5,
caractérisée en ce qu'elle émet, en cas de détection d'une déviation (PDEz) supérieure à une valeur prédéterminée, au moins l'une des alertes suivantes dans le poste de pilotage de l'aéronef (AC) : une alerte visuelle, une alerte sonore.
7. Calculateur avionique, en particulier un système de gestion de vol, pour adapter un point d'ancrage d'un segment terminal d'une trajectoire virtuelle pour un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aéronef (AC) sur une piste d'atterrissage (3) d'un aérodrome (4), ledit calculateur avionique (1) comprenant au moins une unité de traitement (8) et une base de données de navigation (6),
caractérisé en ce que l'unité de traitement (8) est configurée :
- pour comparer la distance (D1, D2) entre une première position et une seconde position à une distance (dAP) prédéterminée, la première position correspondant à la position d'un point d'ancrage initial (7) d'un segment terminal initial (5A) et la seconde position correspondant à la position d'un point de seuil d'atterrissage (LTP) de ladite piste (3) ;
 - pour vérifier si le segment terminal initial (5A) de la trajectoire virtuelle (TV) croise le seuil (12) de la piste (3) ; et
 - pour, si ladite distance (D1, D2) entre la première position et la seconde position est inférieure à ladite distance (dAP) prédéterminée et si le segment terminal initial (5A) de la trajectoire virtuelle (TV) croise le seuil (12) de la piste (3), définir comme point d'ancrage (AP) ledit point de seuil d'atterrissage (LTP).
8. Ensemble de systèmes avioniques pour mettre en oeuvre un mode d'approche de non précision de type FLS d'un aéronef, en vue d'un atterrissage de l'aé-

ronef (AC) sur une piste (3) d'atterrissage d'un aérodrome (4), ledit ensemble (2) comportant au moins un système de gestion de vol configuré pour utiliser une trajectoire finale virtuelle (TV) dont un segment terminal (5) est défini par rapport à un point d'ancrage (AP),
5

caractérisé en ce qu'il comporte au moins un calculateur avionique (1) d'adaptation d'un point d'ancrage (AP) selon la revendication 7 et **en ce qu'il** est configuré pour utiliser le point d'ancrage (AP) défini 10
 par ledit calculateur avionique (1) comme point d'ancrage du segment terminal (5) de la trajectoire virtuelle (TV).

9. Ensemble selon la revendication 8, 15

caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, au moins l'un des systèmes suivants : un système d'alerte de vol (10), un système de guidage de vol (11), un système d'alerte et d'évitement de terrain (13), et **en ce qu'il** est configuré pour mettre en oeuvre au moins 20
 l'une des actions suivantes, lors de l'atterrissage de l'aéronef (AC) :

- un guidage de l'aéronef (AC) au moins le long du segment terminal (5) de la trajectoire virtuelle (TV), jusqu'à une zone de contact (18) sur la piste (3) d'atterrissage ; 25
- une surveillance de l'aéronef (AC) jusqu'à une zone de contact (18) sur la piste (3) d'atterrissage, de manière à détecter, le cas échéant, une déviation (PDEz) de la position courante (PC) de l'aéronef (AC) par rapport au segment terminal (5) de la trajectoire virtuelle (TV) ; 30
- en cas de détection d'une déviation (PDEz) supérieure à une valeur prédéterminée, l'émission d'au moins l'une des alertes suivantes dans le poste de pilotage de l'aéronef (AC) : une alerte visuelle, une alerte sonore. 35

10. Aéronef, 40

caractérisé en ce qu'il comporte au moins un ensemble (2) de systèmes avioniques (1, 10, 11, 13, 15, 16, 17, 21), selon l'une des revendications 8 et 9.

45

50

55

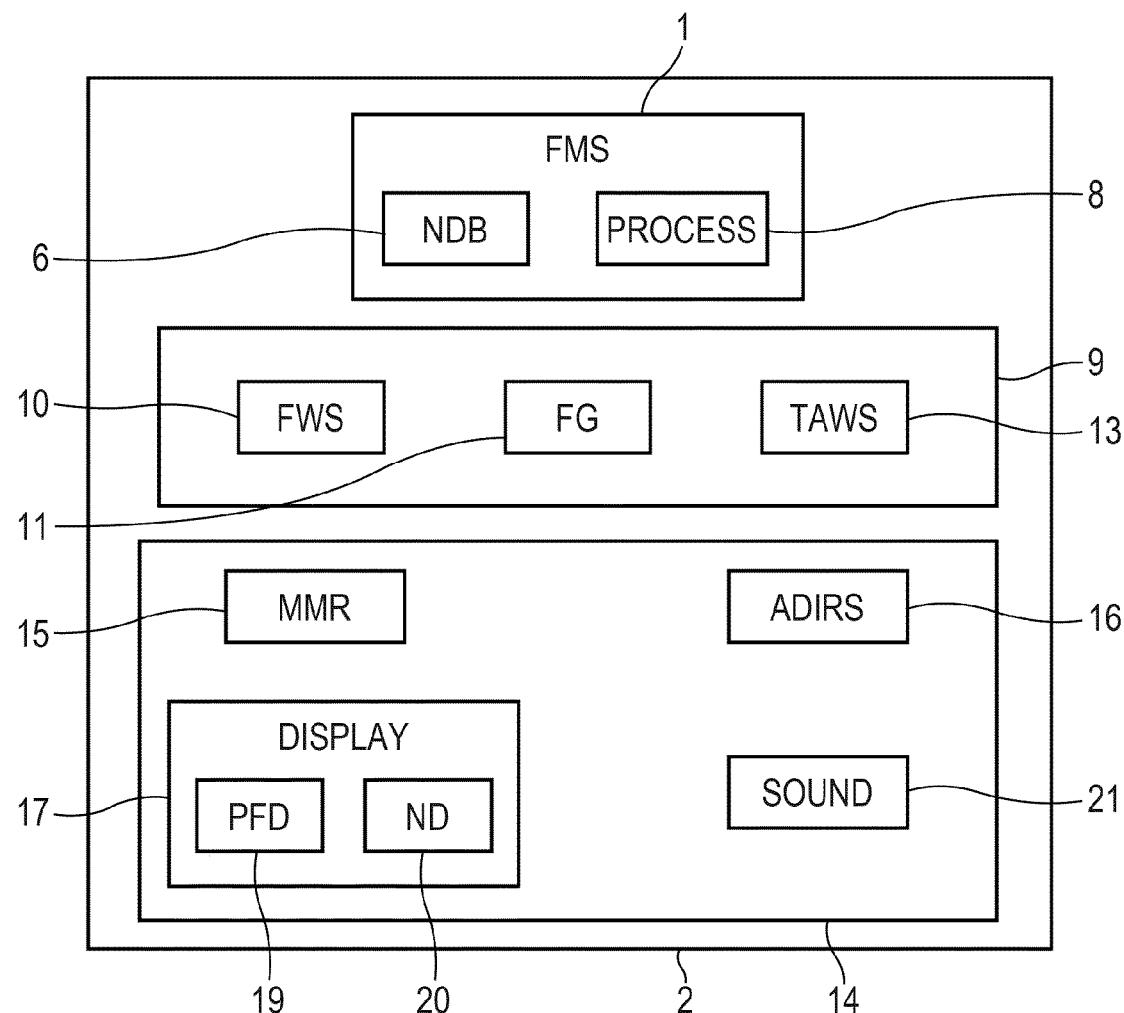


Fig. 1

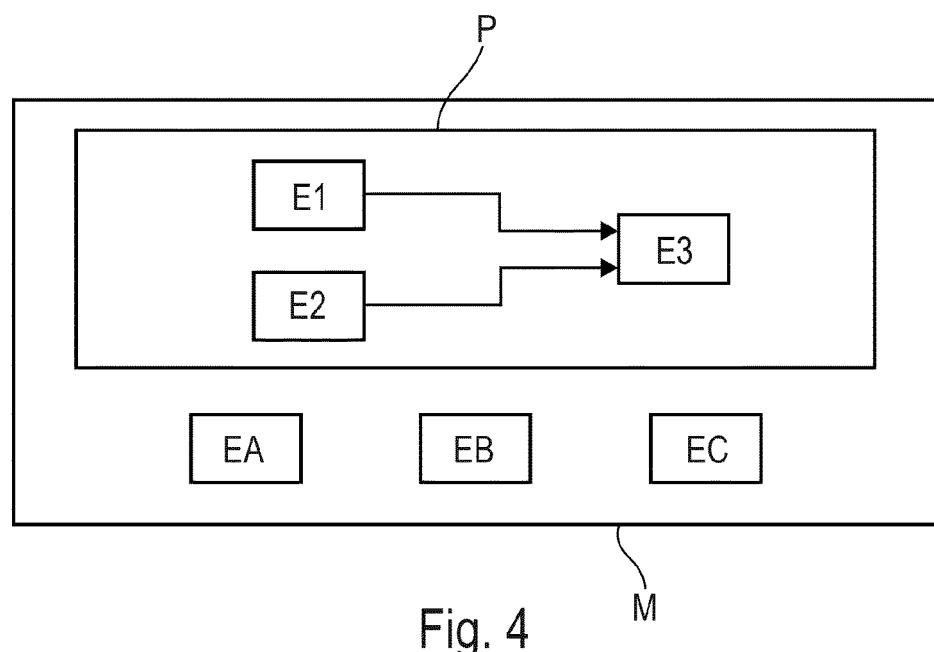


Fig. 4

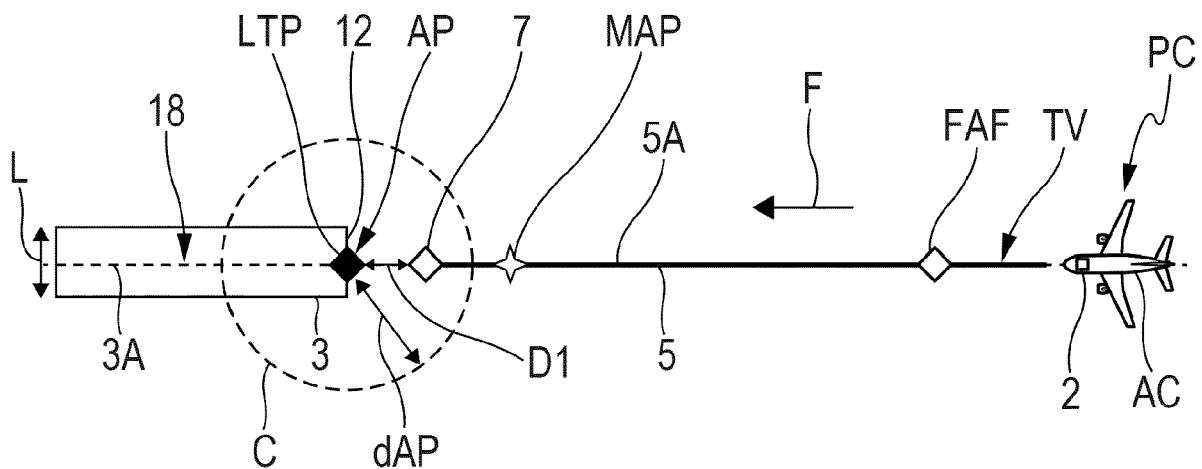


Fig. 2

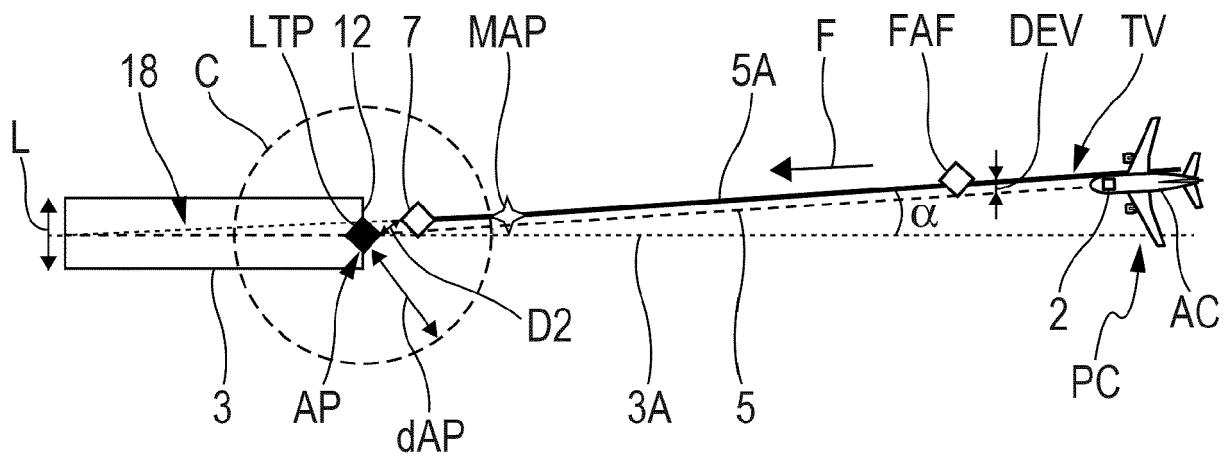


Fig. 3

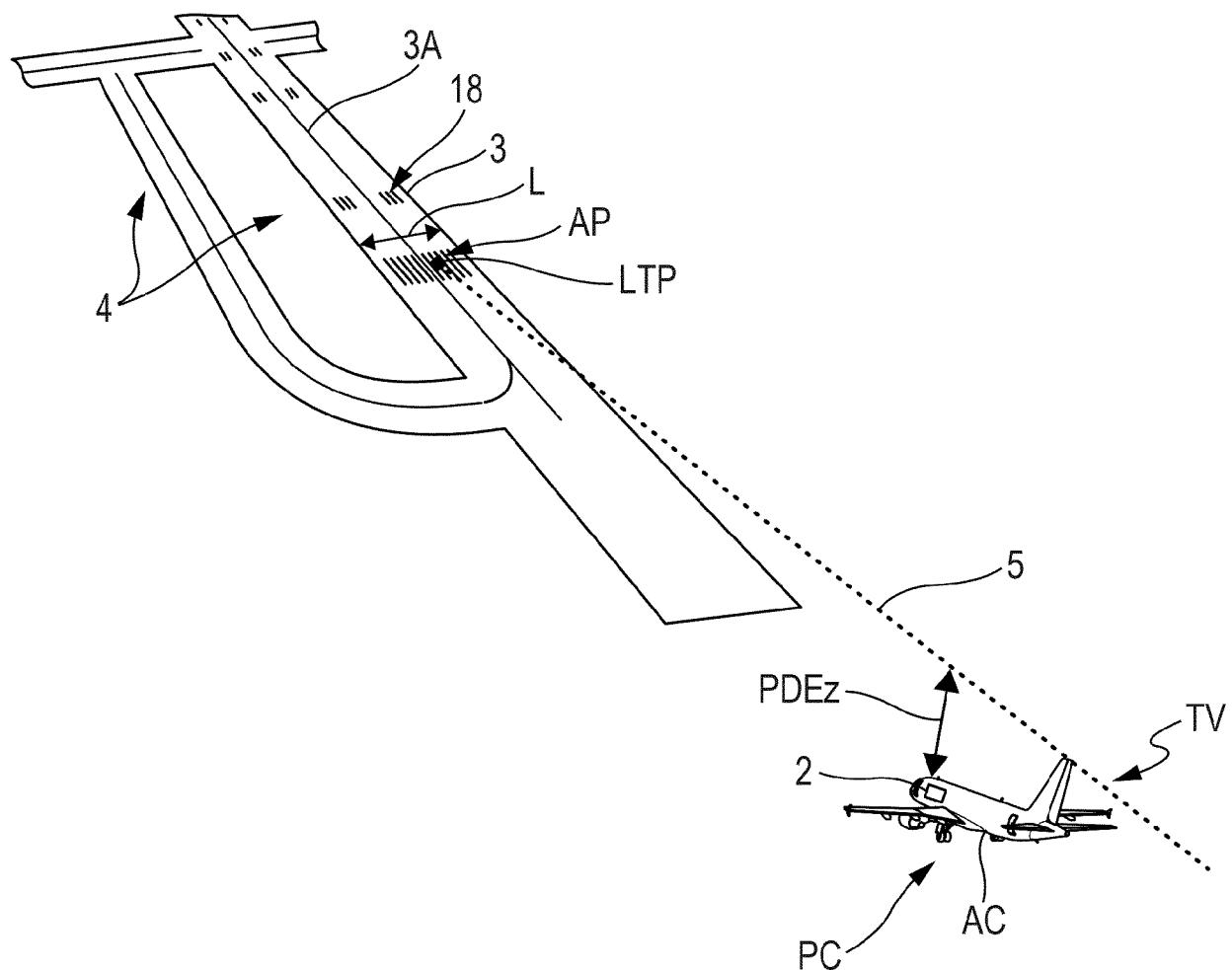
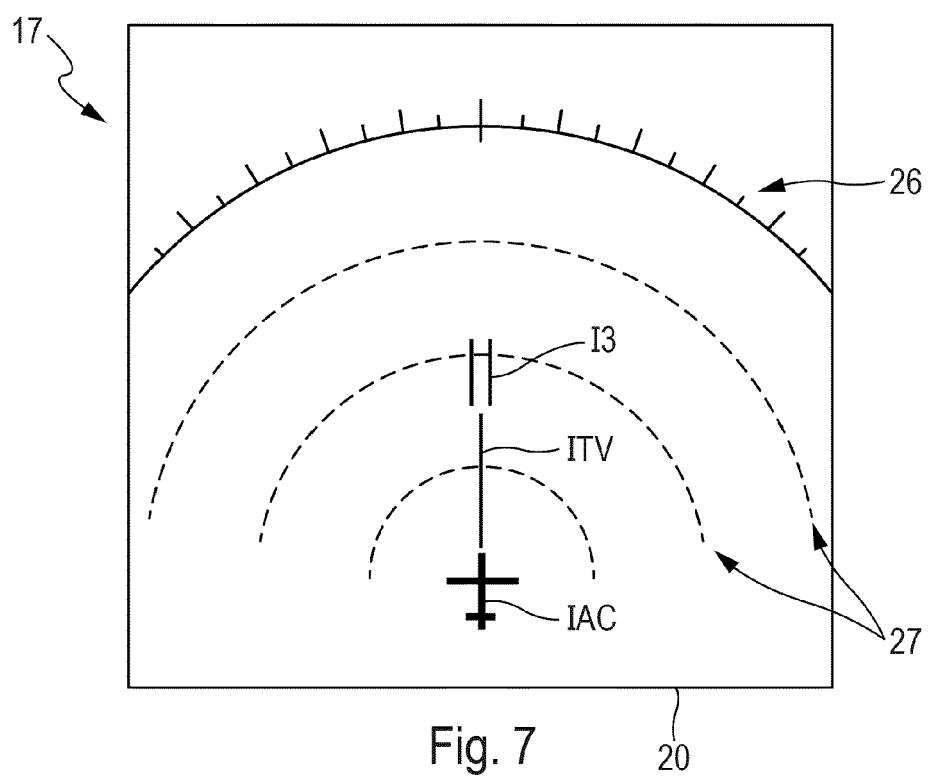
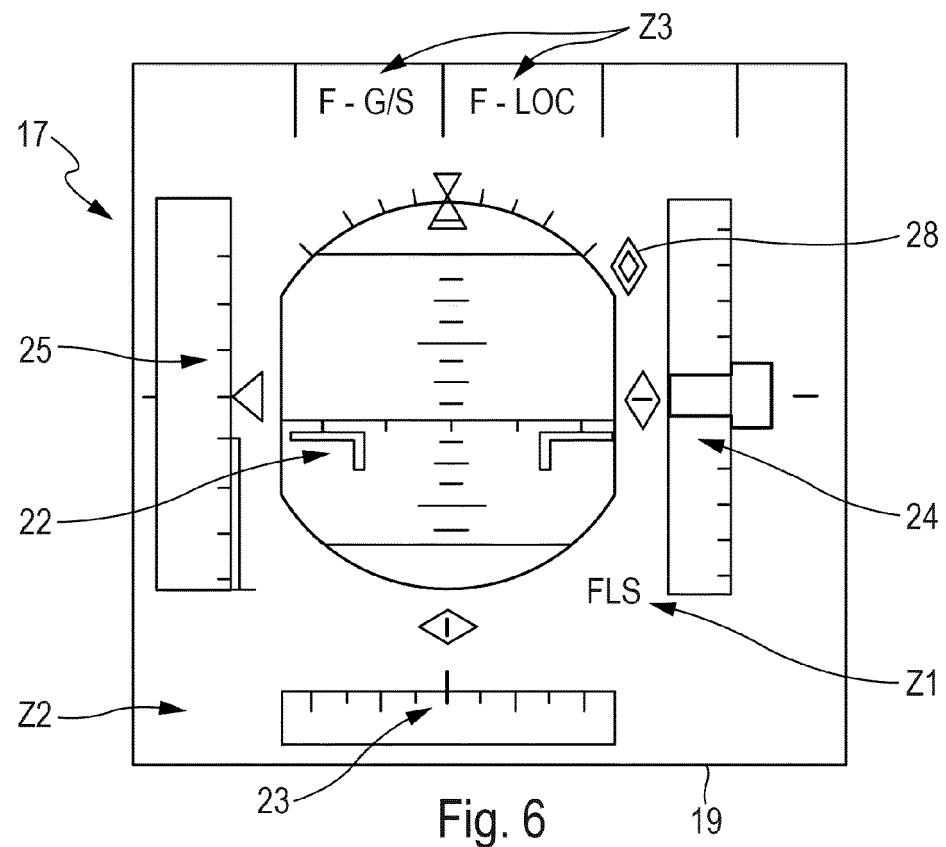


Fig. 5





RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande
EP 23 20 8909

5

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS				
	Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (IPC)
10	X	CN 112 880 679 B (UNIV NORTHWESTERN POLYTECHNICAL ET AL.) 16 août 2022 (2022-08-16) * abrégé; figures 3, 4, 5, 7, 8 * * alinéa [0004] - alinéa [0005] * * pages 2-6: step 1 à step 10; page 7, par. 70 - page 9, 1ère ligne: step 1 à step 10 * -----	1-10	INV. G08G5/00 G08G5/02
15	X	US 2004/183698 A1 (ROUQUETTE PATRICE [FR] ET AL) 23 septembre 2004 (2004-09-23) * abrégé * * alinéas [0094] - [0095], [0114] - [0115], [0128], [0134] - [0136] * -----	1-10	
20	X	CN 112 883 541 A (UNIV NORTHWESTERN POLYTECHNICAL ET AL.) 1 juin 2021 (2021-06-01) * le document en entier * -----	1-10	
25	A	US 2017/162067 A1 (ROUQUETTE PATRICE [FR] ET AL) 8 juin 2017 (2017-06-08) * le document en entier * -----	1-10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (IPC)
30	A	US 2011/035082 A1 (LOOTS DENNIS DAVID [US] ET AL) 10 février 2011 (2011-02-10) * le document en entier * -----	1-10	G08G
35				
40				
45				
50	1	Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications		
55	EPO FORM 1503 03/82 (P04C02)	Lieu de la recherche La Haye	Date d'achèvement de la recherche 27 novembre 2023	Examinateur Berland, Joachim
		CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES	T : théorie ou principe à la base de l'invention	
		X : particulièrement pertinent à lui seul	E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date	
		Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie	D : cité dans la demande	
		A : arrière-plan technologique	L : cité pour d'autres raisons	
		O : divulgation non-écrite	& : membre de la même famille, document correspondant	
		P : document intercalaire		

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 23 20 8909

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

Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

27-11-2023

10	Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
	CN 112880679 B 16-08-2022 AUCUN			
15	US 2004183698 A1 23-09-2004	AT E326387 T1 15-06-2006		
		CA 2457274 A1 19-09-2004		
		DE 602004000875 T2 16-11-2006		
		EP 1459978 A1 22-09-2004		
		FR 2852684 A1 24-09-2004		
		US 2004183698 A1 23-09-2004		
20	CN 112883541 A 01-06-2021 AUCUN			
	US 2017162067 A1 08-06-2017	FR 3044810 A1 09-06-2017		
		US 2017162067 A1 08-06-2017		
25	US 2011035082 A1 10-02-2011	EP 2282174 A2 09-02-2011		
		US 2011035082 A1 10-02-2011		
30				
35				
40				
45				
50				
55				

EPO FORM P0460

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82