(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

COURBEVOIE

(11) **N° de publication :** **3 147 420**

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

(21) **N° d'enregistrement national :** **23 03061**

(51) Int Cl[8] : ***G 08 G 5/02*** *(2023.01), G 01 C 23/00, 21/00, B 64 D 45/04*

(12) DEMANDE DE BREVET D'INVENTION A1

(22) **Date de dépôt :** 30.03.23.

(30) **Priorité :**

(43) **Date de mise à la disposition du public de la demande :** 04.10.24 Bulletin 24/40.

(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 :**

( ) **Demande(s) d'extension :**

(71) **Demandeur(s) :** *AIRBUS OPERATIONS SAS* — FR.

(72) **Inventeur(s) :** BRUNOT Mathieu, BRUNET Cédric et GONZALEZ-CONDE Damien.

(73) **Titulaire(s) :** AIRBUS OPERATIONS SAS.

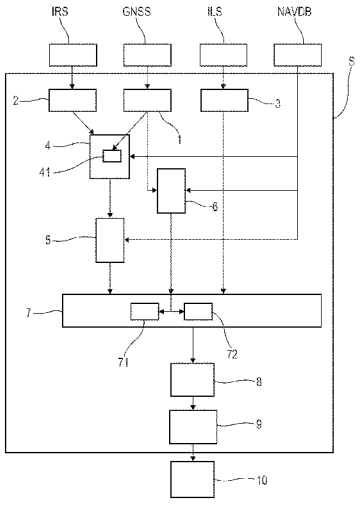
(74) **Mandataire(s) :** GEVERS & ORES.

(54) Procédé et dispositif d'estimation d'une position et d'une vitesse d'un aéronef lors d'une phase d'approche permettant un atterrissage automatique.

(57) - Dispositif et système d'estimation d'une position et d'une vitesse d'un aéronef lors d'une phase d'approche permettant un atterrissage automatique.

- Le dispositif d'estimation (1) comporte une unité d'acquisition (1) d'une position courante (,,) de l'aéronef (AC) d'un système de géo-positionnement (GNSS), une unité d'acquisition (2) d'une accélération courante (,,) d'une centrale inertielle (IRS), une unité d'acquisition (3) d'un écart latéral courant () et d'un écart vertical courant () d'un dispositif d'aide à l'atterrissage (22), une unité de filtrage (4) pour estimer une vitesse non-biaisée (,,) de l'aéronef (AC), une unité de filtrage (7) pour estimer une déviation latérale () courante, une déviation verticale () courante ainsi qu'une vitesse latérale () courante et une vitesse verticale () courante de l'aéronef (AC).

Figure pour l'abrégé : Fig.1



FR 3 147 420 - A1

Description

Titre de l'invention : Procédé et dispositif d'estimation d'une position et d'une vitesse d'un aéronef lors d'une phase d'approche permettant un atterrissage automatique.

Domaine technique

[0001] La présente invention concerne un procédé et dispositif d'estimation d'une position et d'une vitesse d'un aéronef lors d'une phase d'approche permettant un atterrissage automatique.

État de la technique

[0002] L'atterrissage automatique d'un aéronef sur une piste d'atterrissage impose de sévères contraintes quant à la mise en œuvre des systèmes de navigation de l'aéronef.

[0003] Pour chaque piste d'atterrissage d'un aéroport, il existe généralement une ou plusieurs approches prédéfinies, publiées sur des cartes aéronautiques. À chaque approche correspond une trajectoire d'approche de référence qui est notamment caractérisée par un axe d'approche de référence de la piste d'atterrissage considérée. Cet axe d'approche de référence peut être défini par une composante latérale et par une composante verticale. La composante latérale est généralement alignée avec un axe longitudinal de la piste d'atterrissage. La composante verticale de l'axe d'approche fait généralement un angle de 3° avec la piste.

[0004] Lors d'une phase d'approche vers une piste d'un aéroport, selon une approche prédéfinie de ladite piste, un aéronef peut être guidé pour son atterrissage sur la piste par un système de radionavigation. Ce système de radionavigation peut correspondre à un système d'atterrissage aux instruments ILS (ILS pour « Instrument Landing System »). Le système de radionavigation comprend au moins une station émettrice située au sol, configurée pour émettre des signaux de guidage permettant à l'aéronef de se rapprocher de l'axe d'approche correspondant à l'approche prédéfinie. Parmi ces signaux, il existe notamment un signal de guidage latéral permettant à l'aéronef de connaître l'écart latéral qu'il possède avec la trajectoire d'approche de référence (écart avec la composante latérale de l'axe d'approche). Ce signal de guidage latéral est généralement nommé « signal Localizer ». Il existe également un signal de guidage vertical permettant à l'aéronef de connaître l'écart vertical qu'il possède avec la trajectoire d'approche de référence (écart avec la composante verticale de l'axe d'approche). Ce signal de guidage vertical est généralement nommé « signal Glide » ou « signal Glide Slope ».

[0005] Il existe plusieurs procédures d'approche et d'atterrissage utilisant un système ILS, appelées CAT I, CAT II et CAT III. La catégorie CAT III comportent en outre les ca-

tégories CAT IIIa, CAT IIIb et CAT IIIc et permet un a atterrissage automatique potentiellement sans hauteur de décision pour le pilote de l'aéronef. La catégorie I CAT I correspond à une procédure permettant à l'aéronef de descendre automatiquement jusqu'à une altitude de décision de 200 pieds (61 m) à condition que la portée visuelle de la piste (RVR pour « Runway Visual Range » en anglais) soit suffisante.

[0006] Actuellement, seules les catégories CAT II et CAT III (et installations ILS CAT II/III associées) répondent aux exigences nécessaires (principalement précision et intégrité) pour effectuer un atterrissage automatique complet jusqu'au toucher.

[0007] La catégorie CAT I ne permet pas actuellement de réaliser un tel atterrissage automatique.

Exposé de l'invention

[0008] La présente invention a pour objet de remédier au problème en proposant un procédé et un dispositif permettant l'utilisation d'une installation ILS de type CAT I pour des opérations d'atterrissage automatique.

[0009] Pour cela, elle concerne un procédé d'estimation, lors d'une procédure d'approche d'un aéronef en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage selon une approche prédéfinie de ladite piste d'atterrissage, d'une déviation par rapport à un axe de guidage de référence correspondant à ladite approche prédéfinie de la piste d'atterrissage, et d'une vitesse d'un aéronef par rapport à la piste d'atterrissage, la procédure d'approche étant réalisée à l'aide d'un dispositif d'aide à l'atterrissage, le dispositif d'aide à l'atterrissage comprenant au moins une station émettrice configurée pour émettre au moins un signal de guidage de référence définissant l'axe de guidage de référence,

[0010] Selon l'invention, le procédé comporte au moins les étapes suivantes répétées de façon itérative :

- une première étape d'acquisition, mise en œuvre par une première unité d'acquisition, pour acquérir au moins une position courante de l'aéronef déterminée par un système de géo-positionnement,
- une deuxième étape d'acquisition, mise en œuvre par une deuxième unité d'acquisition, pour acquérir des données inertielles courantes de l'aéronef dans un repère inertiel dont au moins une accélération courante déterminée par une centrale inertielle,
- une troisième étape d'acquisition, mise en œuvre par une troisième unité d'acquisition pour acquérir un écart latéral courant et un écart vertical courant à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage,
- une première étape de filtrage, mise en œuvre par une première unité de

filtrage, pour estimer à l'aide d'un filtre de Kalman étendu une vitesse non-biaisée de l'aéronef dans le repère inertiel à partir au moins de la position courante de l'aéronef acquise à la première étape d'acquisition et des données inertielles courantes de l'aéronef acquises dans la deuxième étape d'acquisition,

- une première étape de changement de repère, mise en œuvre par une première unité de changement de repère, pour déterminer la vitesse non-biaisée de l'aéronef dans un repère lié à la piste d'atterrissage à partir de la vitesse non-biaisée dans le repère inertiel estimée dans la première étape de filtrage,
- une deuxième étape de changement de repère, mise en œuvre par une deuxième unité de changement de repère, pour déterminer la position courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage à partir de la position courante acquise dans la première étape d'acquisition et d'informations de localisation de la piste d'atterrissage provenant d'une base de données,
- une deuxième étape de filtrage, mise en œuvre par une deuxième unité de filtrage, pour estimer à l'aide d'au moins un filtre de Kalman étendu une position latérale et une position verticale de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage, à partir de l'écart latéral courant, l'écart vertical courant, la vitesse non-biaisée dans le repère lié à la piste d'atterrissage et de la position courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage déterminée dans la deuxième étape de changement de repère,
- une étape de détermination, mise en œuvre par une unité de détermination, pour déterminer la déviation latérale courante et la déviation verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage ainsi que la vitesse latérale courante et la vitesse verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage estimées dans la deuxième étape de filtrage à partir de la position latérale et la position verticale de l'aéronef ainsi que de la vitesse non-biaisée dans le repère inertiel estimée,
- une étape de transmission, mise en œuvre par une unité de transmission, pour transmettre à un dispositif utilisateur la déviation latérale courante et la déviation verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage ainsi que la vitesse latérale courante et la vitesse verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage.

[0011] Ainsi, grâce aux unités de filtrage, on obtient une précision suffisante de la déviation latérale courante, de la déviation verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage ainsi que de la vitesse latérale courante et de la vitesse verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage pour un atterrissage automatique

[0012] De plus, le filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage présente :

- un vecteur d'état comportant la vitesse non-biaisée estimée de l'aéronef dans le repère inertiel, la position estimée de l'aéronef et un biais d'accélération dans le repère inertiel,
- un vecteur de mesure comportant une position de l'aéronef déterminée par le système de géo-positionnement dans la première étape d'acquisition ;

[0013] la première étape de filtrage comprenant une sous-étape de mise à jour mise en œuvre par une unité de mise à jour pour mettre à jour la position estimée à l'aide de la position courante de l'aéronef déterminée par le système de géo-positionnement dans la première étape d'acquisition,

[0014] le filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage présentant en outre un modèle d'évolution dynamique comportant les équations suivantes :

[0015] $$dV_n / dt = a_n - 2\Omega_e V_e \sin(lat) + \frac{V_n V_Z}{M(lat)+h} - \frac{V_e^2 \tan(lat)}{N(lat)+h}$$

[0016] $$dV_e / dt = a_e + 2\Omega_e (V_n \sin(lat) + V_Z \cos(lat)) + \frac{V_e}{N(lat)+h}(V_Z + V_n \tan(lat))$$

[0017] $$dV_d / dt = a_Z - 2\Omega_e V_e \cos(lat) - \frac{V_n^2}{M(lat)+h} - \frac{V_e^2}{N(lat)+h} + g_D$$

[0018] $$dlat / dt = \frac{V_n}{M(lat)+h}$$

[0019] $$dlon / dt = \frac{V_e}{(N(lat)+h)\cos(lat)}$$

[0020] $$dh / dt = - V_d$$

[0021] $$dba_n / dt = dba_e / dt = dba_Z / dt = 0 ;$$

[0022] et un modèle d'observation comportant l'équation suivantes :

[0023] $$lat^{GNSS} = lat + v_{lat,\,GNSS}$$

[0024] $$lon^{GNSS} = lon + v_{lon,\,GNSS}$$

[0025] $$h^{GNSS} = h + v_{h,\,GNSS},$$

[0026] dans lesquelles :

[0027] Ω_e correspond à la vitesse de rotation de la terre,

[0028] M correspond au rayon de courbure méridien,

[0029] N correspond au rayon de courbure du premier vertical de la terre,

[0030] g_d correspond à l'accélération de la pesanteur,

[0031] lat correspond à une coordonnée en latitude estimée de la position de l'aéronef dans le repère géographique,

[0032] lon correspond à une coordonnée en longitude estimée de la position de l'aéronef dans le repère géographique,

[0033] h correspond à une coordonnée en hauteur estimée de la position de l'aéronef dans le repère géographique,

[0034] lat^{GNSS} correspond à une coordonnée en latitude de la position de l'aéronef mesurée par le système de géo-positionnement dans le repère géographique,

[0035] lon^{GNSS} correspond à une coordonnée en longitude de la position de l'aéronef mesurée par le système de géo-positionnement dans le repère géographique,

[0036] h^{GNSS} correspond à une coordonnée en hauteur de la position de l'aéronef mesurée par le système de géo-positionnement dans le repère géographique,

[0037] $v_{lat,\,GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la coordonnée en latitude mesurée par le système de géo-positionnement dans le repère géographique,

[0038] $v_{lon,\,GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la mesure de la coordonnée en longitude mesurée par le système de géo-positionnement dans le repère géographique,

[0039] $v_{h,\,GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la mesure de la coordonnée en hauteur mesurée par le système de géo-positionnement dans le repère géographique,

[0040] a_n correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef dans une direction Nord dans le repère inertiel,

[0041] a_e correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef dans une direction Est dans le repère inertiel,

[0042] a_Z correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel,

[0043] ba_n correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef dans une direction Nord dans le repère inertiel,

[0044] ba_e correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef dans une direction Est dans le repère inertiel,

[0045] ba_Z correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel,

[0046] V_n correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef dans une direction Nord dans le repère inertiel,

[0047] V_e correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef dans une direction Est dans le repère inertiel,

[0048] V_Z correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel.

[0049] Selon un premier mode de réalisation, la position courante de l'aéronef déterminée par le système de géo-positionnement et la position estimée de l'aéronef du vecteur d'état du filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage sont définies dans le repère géographique.

[0050] De plus, la deuxième étape de filtrage met en œuvre un premier filtre de Kalman étendu et un deuxième filtre de Kalman étendu,

[0051] le premier filtre de Kalman étendu présentant :

– un vecteur d'état comportant une position latérale de l'aéronef dans le repère

lié à la piste d'atterrissage, un biais d'alignement angulaire d'un signal de guidage latéral délivré par le dispositif d'aide à l'atterrissage et un biais de facteur de sensibilité du signal de guidage latéral ;

– un vecteur de mesure comportant la position latérale dans le repère lié à la piste d'atterrissage et un écart latéral courant mesuré en microampère à partir du signal de guidage latéral,

[0052] le deuxième filtre de Kalman étendu présentant :

– un vecteur d'état comportant une position verticale dans le repère lié à la piste d'atterrissage, un biais d'alignement angulaire d'un signal de guidage vertical délivré par le dispositif d'aide à l'atterrissage et un biais de facteur de sensibilité du signal de guidage vertical ;

– un vecteur de mesure comportant la position verticale dans le repère lié à la piste d'atterrissage et un écart vertical courant mesuré en DDM à partir du signal de guidage vertical ;

[0053] la deuxième étape de filtrage comprenant une première sous-étape de mise à jour mise en œuvre par une première unité de mise à jour pour mettre à jour la position latérale de l'aéronef estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage à l'aide de la position courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage déterminée dans la deuxième étape de changement de repère,

[0054] la deuxième étape de filtrage comprend une deuxième sous-étape de mise à jour mise en œuvre par une deuxième unité de mise à jour pour mettre à jour la position verticale de l'aéronef estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage à l'aide de la position verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage déterminée dans la deuxième étape de changement de repère,

– le premier filtre de Kalman étendu mis en œuvre dans la deuxième étape de filtrage présentant un modèle d'évolution dynamique comportant les équations suivantes :

[0055] $$dY_{rwy}/dt = V_{y_{rwy}}$$

[0056] $$db_{LOC_{Sensi}}/dt = db_{Align}/dt = 0,$$

[0057] et un modèle d'observation comportant l'équation suivante :

[0058] $$\eta_{loc} = \frac{L}{0{,}7+b_{LOC_{Sensi}}} \cdot \frac{Y_{rwy} - \sin(b_{Align})\,(L - X_{rwy})}{L - X_{rwy}} + v_{loc},$$

[0059] dans lesquelles :

[0060] η_{loc} correspond à un écart latéral courant en microampère acquis à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage,

[0061] v_{loc} correspond à un bruit de mesure de l'écart latéral courant

[0062] L correspond à une distance entre le seuil de la piste d'atterrissage et la station émettrice qui émet le signal de guidage latéral de référence.

[0063] $b_{LOC_{Sensi}}$ correspond à un biais de facteur de sensibilité du signal de guidage latéral de référence par rapport à un signal latéral de référence standardisé de 0,7,

[0064] b_{Align} correspond au biais d'alignement angulaire du signal de guidage latéral,

[0065] X_{rwy} correspond à une position longitudinale de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage,

[0066] Y_{rwy} correspond à une position latérale de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage,

[0067] $V_{y_{rwy}}$ correspond à une vitesse latérale non-biaisée de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage ;

– le deuxième filtre de Kalman étendu mis en œuvre dans la deuxième étape de filtrage présentant un modèle d'évolution dynamique comportant les équations suivantes :

[0068] $dZ_{rwy}/dt = V_{z_{rwy}}$

[0069] $db_{GLD_{Sensi}}/dt = db_{GPA}/dt = 0,$

[0070] et un modèle d'observation comportant l'équation suivante :

[0071] $$\eta_{GLD} = \frac{0,0875}{(GPA-b_{GPA})(0,12 - b_{GLD_{Sensi}})} \cdot \left(\operatorname{atan}\left(\frac{Zrwy}{X_{rwy}+dX}\right) - \left(GPA - b_{GPA}\right)\right) + v_{GLD},$$

[0072] dans lesquelles :

[0073] η_{GLD} correspond à un écart vertical courant en DDM acquis à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage,

[0074] v_{GLD} correspond à un bruit de mesure de l'écart vertical courant,

[0075] $b_{GLD_{Sensi}}$ correspond à un biais de facteur de sensibilité du signal de guidage vertical de référence par rapport à un signal de guidage vertical standardisé de 0,12,

[0076] GPA correspond à un angle entre l'axe de guidage vertical défini par le signal de guidage vertical et la piste d'atterrissage,

[0077] b_{GPA} correspond au biais d'alignement angulaire du signal de guidage vertical,

[0078] v_{GLD} correspond à un bruit de mesure de l'écart vertical courant,

[0079] dX correspond à une distance longitudinale entre le seuil de la piste d'atterrissage et la station émettrice qui émet le signal de guidage vertical de référence,

[0080] Z_{rwy} correspond à la position verticale de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage,

[0081] $V_{z_{rwy}}$ correspond à une vitesse verticale non-biaisée de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage.

[0082] De plus, la déviation latérale courante est égale à la position latérale de l'aéronef estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage, la vitesse latérale courante est égale à la vitesse latérale estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage

[0083] et en ce que la déviation verticale courante de l'aéronef répond à l'expression suivante :

[0084] $DZ = Z_{rwy} - (X_{rwy} + dX) \cdot \tan(GPA - b_{GPA})$,

[0085] la vitesse verticale courante de l'aéronef répondant à l'expression suivante :

[0086] $DVZ = V_g \cdot \tan(GPA - b_{GPA}) - V_{Z_{rwy}}$.

[0087] Selon un deuxième mode de réalisation, la position courante de l'aéronef déterminée par le système de géo-positionnement et la position estimée de l'aéronef du vecteur d'état du filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage sont exprimées en pseudo-distance.

[0088] L'invention concerne également un dispositif d'estimation, lors d'une procédure d'approche d'un aéronef en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage selon une approche prédéfinie de ladite piste d'atterrissage, d'une déviation par rapport à un axe de guidage de référence correspondant à ladite approche prédéfinie de la piste d'atterrissage, et d'une vitesse d'un aéronef par rapport à la piste d'atterrissage, la procédure d'approche étant réalisée à l'aide d'un dispositif d'aide à l'atterrissage, le dispositif d'aide à l'atterrissage comprenant au moins une station émettrice configurée pour émettre un signal de guidage de référence définissant l'axe de guidage de référence,

[0089] Selon l'invention, le dispositif comporte au moins :

- une première unité d'acquisition configurée pour acquérir au moins une position courante de l'aéronef déterminée par un système de géo-positionnement,
- une deuxième unité d'acquisition configurée pour acquérir des données inertielles courantes de l'aéronef dans un repère inertiel dont au moins une accélération courante déterminées par une centrale inertielle,
- une troisième unité d'acquisition configurée pour acquérir un écart latéral courant et un écart vertical courant à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage,
- une première unité de filtrage configurée pour estimer à l'aide d'un filtre de Kalman étendu une vitesse non-biaisée de l'aéronef dans le repère inertiel à partir au moins de la position courante de l'aéronef acquise par la première unité d'acquisition et des données inertielles courantes de l'aéronef acquises par la deuxième unité d'acquisition,
- une première unité de changement de repère configurée pour déterminer la vitesse non-biaisée de l'aéronef dans un repère lié à la piste d'atterrissage à partir de la vitesse non-biaisée dans le repère inertiel estimée par la première unité de filtrage,

- une deuxième unité de changement de repère configurée pour déterminer la position courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage à partir de la position courante acquise par la première unité d'acquisition et d'informations de localisation de la piste d'atterrissage provenant d'une base de données,
- une deuxième unité de filtrage configurée pour estimer à l'aide d'au moins un filtre de Kalman étendu une position latérale et une position verticale de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage, à partir de l'écart latéral courant, l'écart vertical courant, la vitesse non-biaisée dans le repère lié à la piste d'atterrissage et de la position courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage déterminée par la deuxième unité de changement de repère,
- une unité de détermination configurée pour déterminer la déviation latérale courante et la déviation verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage ainsi que la vitesse latérale courante et la vitesse verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage estimées par la deuxième unité de filtrage à partir de la position latérale et la position vertical de l'aéronef ainsi que de la vitesse non-biaisée dans le repère inertiel estimée,
- une unité de transmission configurée pour transmettre à un dispositif utilisateur la déviation latérale courante et la déviation verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage ainsi que la vitesse latérale courante et la vitesse verticale courante de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage

[0090] L'invention concerne aussi un aéronef comportant un dispositif d'estimation, tel que celui spécifié ci-dessus.

Brève description des figures

[0091] Les figures annexées feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

[0092] La [Fig.1] représente une vue schématique du dispositif d'estimation.

[0093] La [Fig.2] représente une vue schématique du procédé d'estimation.

[0094] La [Fig.3] représente une vue de dessus d'un aéronef lors d'une procédure d'approche en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage.

[0095] La [Fig.4] représente une vue de profil d'un aéronef lors d'une procédure d'approche en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage.

[0096] La [Fig.5] représente une vue de profil d'un aéronef embarquant le dispositif d'estimation.

Description détaillée

[0097] La figure 1 représente le dispositif d'estimation S d'une déviation DY, DZ par rapport à un axe de guidage de référence A et d'une vitesse DVY, DVZ d'un aéronef AC par rapport à une piste d'atterrissage RWY lors d'une procédure d'approche d'un aéronef AC en vue d'un atterrissage sur la piste d'atterrissage RWY selon une approche prédéfinie de ladite piste d'atterrissage RWY. L'axe de guidage de référence A correspond à une approche prédéfinie de la piste d'atterrissage RWY ([Fig.3]).

[0098] Dans la suite de la description, ledit dispositif est appelé « dispositif d'estimation S ».

[0099] La piste d'atterrissage RWY définit un repère dans lequel l'origine dudit repère correspond à un seuil T de la piste d'atterrissage RWY, l'axe des abscisses dudit repère est porté par un vecteur unitaire parallèle à l'axe longitudinal B1 de la piste d'atterrissage RWY, l'axe des ordonnées est porté par un vecteur unitaire perpendiculaire à l'axe longitudinal B1 de la piste d'atterrissage et l'axe des cotes est porté par un vecteur unitaire porté perpendiculaire au plan comprenant l'axe des abscisses et l'axe des ordonnées. Dans la suite de la description, ce repère est appelé « repère lié à la piste d'atterrissage RWY ».

[0100] Le dispositif d'estimation S peut être intégré dans des calculateurs de commande de vol embarqué sur l'aéronef AC sous forme logicielle.

[0101] La procédure d'approche est réalisée à l'aide d'un dispositif d'aide à l'atterrissage, tel qu'un système ILS. Le dispositif d'aide à l'atterrissage comprend au moins une station émettrice 22 configurée pour émettre un signal de guidage de référence définissant l'axe de guidage de référence A.

[0102] Une station émettrice émet un signal de guidage latéral de référence correspondant à un signal de type « signal Localizer ». Une autre station émettrice émet un signal de guidage vertical de référence correspondant à un signal de type « signal Glide Slope ». Le signal de guidage latéral de référence définit la composante latérale de l'axe de guidage de référence A. Le signal de guidage vertical de référence définit la composante verticale de l'axe de guidage de référence A.

[0103] Le dispositif d'estimation S comporte au moins :

- une première unité d'acquisition 1,
- une deuxième unité d'acquisition 2,
- une troisième unité d'acquisition 3,
- une première unité de filtrage 4,
- une première unité de changement de repère 5,
- une deuxième unité de changement de repère 6,
- une deuxième unité de filtrage 7,
- une unité de détermination 8,
- une unité de transmission 9.

[0104] La première unité d'acquisition 1 est configurée pour acquérir au moins une position

courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC déterminée par un système de géo-positionnement GNSS.

[0105] Le système de géo-positionnement peut correspondre à un système de géolocalisation et navigation par un système satellite GNSS (« Global Navigation Satellite System » en anglais), tel qu'un système GPS (« Global Positioning System » en anglais).

[0106] Par exemple, le système GPS peut être utilisé avec un système d'augmentation spatiale SBAS (« Satellite-Based Augmentation System » en anglais). Cette variante permet d'obtenir une position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC plus précise.

[0107] Dans d'autres exemples, le système GPS peut être remplacé par un système Galileo, Glonass ou Beidou.

[0108] Dans un premier mode de réalisation, la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC peut être déterminée par le système de géo-positionnement GNSS dans un repère géographique. Dans le repère géographique, la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) est définie par une coordonnée de latitude (en degré) lat^{GNSS}, une coordonnée de longitude (en degré) lon^{GNSS} et une coordonnée de hauteur (en mètre) h^{GNSS}.

[0109] Dans un deuxième mode de réalisation, la position courante de l'aéronef AC déterminée par le système de géo-positionnement GNSS est exprimée en pseudo-distances. Une pseudo-distance correspond à une valeur indirecte de distance entre un satellite émetteur du système de géo-positionnement et le système de géo-positionnement GNSS par comparaison de l'instant de réception d'un signal reçu par le système de géo-positionnement GNSS et l'instant d'émission du signal par le satellite émetteur sans tenir compte de la synchronisation des horloges du système de géo-positionnement GNSS et du satellite émetteur.

[0110] La deuxième unité d'acquisition 2 est configurée pour acquérir des données inertielles courantes de l'aéronef AC dans un repère inertiel dont au moins une accélération courante (a_n, a_e, a_z) déterminées par une centrale inertielle IRS (« Inertial Refence System » en anglais) embarquée dans l'aéronef AC.

[0111] Le repère inertiel correspond à un repère NED (« North-East-Down » en anglais). Le repère NED est défini à partir d'un plan tangent à la surface de la terre. Le repère NED comprend un vecteur unitaire en abscisse coïncidant avec la direction Nord, un vecteur unitaire en ordonnée coïncidant avec la direction Est et un vecteur unitaire en cote coïncidant avec la direction de la pesanteur. L'origine de ce repère est choisie de telle sorte qu'elle coïncide avec le centre de gravité de l'aéronef.

[0112] Pour l'accélération courante (a_n, a_e, a_z), la coordonnée (en m/s^2) a_n est portée par le vecteur unitaire coïncidant avec la direction Nord. La coordonnée (en en m/s^2) a_e est portée par le vecteur unitaire coïncidant avec la direction Est. La coordonnée (en en m/

s²) a_z est portée par le vecteur unitaire coïncidant avec la direction de la pesanteur.

[0113] La troisième unité d'acquisition 3 est configurée pour acquérir un écart latéral courant η_{LOC} et un écart vertical courant η_{GLD} à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage 22.

[0114] L'écart latéral courant η_{LOC} est déterminé à partir du signal latéral de référence définissant la composante latérale de l'axe de guidage de référence A.

[0115] L'écart vertical courant η_{GLD} est déterminé à partir du signal de guidage vertical de référence définissant la composante verticale de l'axe de guidage de référence A.

[0116] La première unité de filtrage 4 est configurée pour estimer à l'aide d'un filtre de Kalman étendu une vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) de l'aéronef AC dans le repère inertiel à partir au moins de la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC acquise par la première unité d'acquisition 1 et des données inertielles courantes de l'aéronef AC acquises par la deuxième unité d'acquisition 2.

[0117] Dans le repère inertiel, la coordonnée (en m/s) V_n est portée par le vecteur unitaire coïncidant avec la direction Nord. La coordonnée (en m/s) V_e est portée par le vecteur unitaire coïncidant avec la direction Est. La coordonnée (en m/s) V_z est portée par le vecteur unitaire coïncidant avec la direction de la pesanteur terrestre.

[0118] Le filtre de Kalman étendu de la première unité de filtrage 4 peut présenter un vecteur d'état comportant la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) estimée de l'aéronef AC dans le repère inertiel, la position (lat, lon, h) estimée de l'aéronef AC et un biais d'accélération (ba_n, ba_e, ba_Z) dans le repère inertiel.

[0119] Dans le repère géographique, la position (lat, lon, h) estimée de l'aéronef AC est donc définie par une coordonnée de latitude (en degré) lat, une coordonnée de longitude (en degré) lon et une coordonnée de hauteur (en mètre) (ou altitude) h.

[0120] Dans le repère inertiel, le biais d'accélération courante (ba_n, ba_e, ba_Z) est défini par une coordonnée (en m/s²) ba_ndans une direction Nord, une coordonnée (en m/s²) ba_e dans une direction Est et une coordonnée (en m/s²) ba_Zdans une direction de la pesanteur terrestre.

[0121] Selon le premier mode de réalisation, la position (lat, lon, h) estimée de l'aéronef AC du vecteur d'état du filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage E4 est définie dans le repère géographique.

[0122] Dans la suite de la description du dispositif d'estimation S, la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC et la position (lat, lon, h) estimée de l'aéronef AC sont définies dans le repère géographique.

[0123] Ledit filtre de Kalman étendu de la première unité de filtrage 4 peut également présenter un vecteur de mesure comportant une position (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC déterminée par le système de géo-positionnement GNSS dans la première étape d'acquisition E1. La première étape de filtrage E4 peut comprendre une sous-

étape de mise à jour E41 pour mettre à jour la position (lat, lon, h) estimée à l'aide de la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC déterminée par le système de géo-positionnement GNSS dans la première étape d'acquisition E1.

[0124] Par ailleurs, le filtre de Kalman étendu de la première unité de filtrage 4 peut mettre en œuvre un modèle d'évolution comportant les équations suivantes :

[0125] $$dV_n / dt = a_n - 2\Omega_e V_e \sin(lat) + \frac{V_n V_z}{M(lat)+h} - \frac{V_e^2 \tan(lat)}{N(lat)+h}$$

[0126] $$dV_e / dt = a_e + 2\Omega_e (V_n \sin(lat) + V_z \cos(lat)) + \frac{V_e}{N(lat)+h}(V_z + V_n \tan(lat))$$

[0127] $$dV_d / dt = a_z - 2\Omega_e V_e \cos(lat) - \frac{V_n^2}{M(lat)+h} - \frac{V_e^2}{N(lat)+h} + g_d$$

[0128] $$dlat / dt = \frac{V_n}{M(lat)+h}$$

[0129] $$dlon / dt = \frac{V_e}{(N(lat)+h)\cos(lat)}$$

[0130] $$dh / dt = - V_d$$

[0131] $$dba_n / dt = dba_e / dt = dba_Z / dt = 0 ;$$

[0132] et un modèle d'observation comportant l'équation suivantes :

[0133] $$lat^{GNSS} = lat + v_{lat,\ GNSS}$$

[0134] $$lon^{GNSS} = lon + v_{lon,\ GNSS}$$

[0135] $$h^{GNSS} = h + v_{h,\ GNSS}.$$

[0136] Ω_e correspond à la vitesse de rotation de la terre (en rad/s).

[0137] M correspond au rayon de courbure méridien (en mètre).

[0138] N correspond au rayon de courbure du premier vertical de la terre (en mètre).

[0139] g_d correspond à l'accélération de la pesanteur (en m/s^2).

[0140] lat correspond à une coordonnée en latitude estimée de la position de l'aéronef AC dans le repère géographique (en degré).

[0141] lon correspond à une coordonnée en longitude estimée de la position de l'aéronef AC dans le repère géographique (en degré).

[0142] h correspond à une coordonnée en hauteur estimée de la position de l'aéronef AC dans le repère géographique (en degré).

[0143] lat^{GNSS} correspond à une coordonnée en latitude de la position de l'aéronef AC mesurée par le système de géo-positionnement GNSS dans le repère géographique (en degré).

[0144] lon^{GNSS} correspond à une coordonnée en longitude de la position de l'aéronef AC mesurée par le système de géo-positionnement GNSS dans le repère géographique (en degré).

[0145] h^{GNSS} correspond à une coordonnée en hauteur de la position de l'aéronef AC mesurée par le système de géo-positionnement GNSS dans le repère géographique (en

degré).

[0146] $v_{lat,\,GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la mesure de la coordonnée de latitude lat (en degré).

[0147] $v_{lon,\,GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la mesure de la coordonnée de longitude lon (en degré).

[0148] $v_{h,\,GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la mesure de la coordonnée de hauteur h (en degré).

[0149] a_n correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef AC dans une direction Nord dans le repère inertiel.

[0150] a_e correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef AC dans une direction Est dans le repère inertiel.

[0151] a_Z correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef AC dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel.

[0152] ba_n correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef AC dans une direction Nord dans le repère inertiel.

[0153] ba_e correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef AC dans une direction Est dans le repère inertiel.

[0154] ba_Z correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef AC dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel.

[0155] V_n correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef AC dans une direction Nord dans le repère inertiel (en m/s).

[0156] V_e correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef AC dans une direction Est dans le repère inertiel (en m/s).

[0157] V_Z correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef AC dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel (en m/s).

[0158] La première unité de changement de repère 5 est configurée pour déterminer la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à partir de la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) dans le repère inertiel estimée par la première unité de filtrage 4.

[0159] Une fois que la position courant (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC est estimée et la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) dans le repère inertiel est estimée, la première unité de changement de repère 5 détermine la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à l'aide des équations suivantes :

[0160] $$V_{x_{rwy}} = \cos(\psi_r) V_n + \sin(\psi_r) V_e$$

[0161] $$V_{y_{rwy}} = \sin(\psi_r) V_n - \cos(\psi_r) V_e$$

[0162] $$V_{z_{rwy}} = -V_d$$

[0163] dans lesquelles ψ_r correspond l'orientation (en rad) de la piste d'atterrissage (« runway heading » en anglais) qui correspond à l'orientation de l'axe longitudinal B1 de la piste d'atterrissage RWY par rapport à la direction Nord.

[0164] $V_{x_{rwy}}$ correspond à la coordonnée de la vitesse non-biaisée (en m/s) portée par le vecteur unitaire parallèle à l'axe longitudinal B1 de la piste d'atterrissage RWY (vitesse non-biaisée longitudinale).

[0165] $V_{y_{rwy}}$ correspond à la coordonnée de la vitesse non-biaisée (en m/s) portée par le vecteur unitaire perpendiculaire à l'axe longitudinal B1 de la piste d'atterrissage RWY (vitesse non-biaisée latérale).

[0166] $V_{z_{rwy}}$ correspond à la coordonnée de la vitesse non-biaisée (en m/s) portée par le vecteur unitaire porté perpendiculaire au plan comprenant l'axe des abscisses et l'axe des ordonnées (vitesse non-biaisée verticale).

[0167] L'orientation de la piste d'atterrissage ψ_r peut être fournie par une base de données de navigation NAVDB.

[0168] La deuxième unité de changement de repère 6 est configurée pour déterminer la position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à partir de la position courante lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS} acquise par la première unité d'acquisition 1 et d'informations de localisation de la piste d'atterrissage RWY provenant du base de données, telle que la base de données de navigation NAVDB.

[0169] La position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY comporte :

- la coordonnée X_{rwy}^{GNSS} qui correspond à la coordonnée de la position courante (en mètre) portée par le vecteur unitaire parallèle à l'axe longitudinal B1 de la piste d'atterrissage RWY (position longitudinale acquise par la première unité d'acquisition 1),
- la coordonnée Y_{rwy}^{GNSS} qui correspond à la coordonnée de la position courante (en mètre) portée par le vecteur unitaire perpendiculaire à l'axe longitudinal B1 de la piste d'atterrissage RWY (position latérale acquise par la première unité d'acquisition 1),
- la coordonnée Z_{rwy}^{GNSS} qui correspond à la coordonnée de la position courante (en mètre) portée par le vecteur unitaire porté perpendiculaire au plan comprenant l'axe des abscisses et l'axe des ordonnées (position verticale acquise par la première unité d'acquisition 1).

[0170] La deuxième unité de filtrage 7 est configurée pour estimer à l'aide d'au moins un filtre de Kalman étendu une position latérale Y_{rwy} et une position verticale Z_{rwy} de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à partir de l'écart latéral

courant η_{LOC}, l'écart vertical courant η_{GLD}, la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY et de la position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY déterminée par la deuxième unité de changement de repère 6,.

[0171] La deuxième unité de filtrage 7 peut mettre en œuvre un premier filtre de Kalman étendu et un deuxième filtre de Kalman étendu.

[0172] Le premier filtre de Kalman étendu de la deuxième unité de filtrage 7 peut présenter un vecteur d'état comportant une position latérale Y_{rwy} (en mètre) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY, un biais d'alignement angulaire b_{Align} (en radian) d'un signal de guidage latéral délivré par le dispositif d'aide à l'atterrissage et un biais de facteur de sensibilité $b_{LOC_{Sensi}}$ du signal de guidage latéral.

[0173] La position latérale Y_{rwy} correspond à la coordonnée de la position de l'aéronef selon l'axe des ordonnées dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY.

[0174] Le biais d'alignement angulaire du signal de guidage latéral b_{Align} correspond à une déviation angulaire du signal de guidage latéral (signal Localizer) qui définit un axe de guidage latéral par rapport à la composante latérale de l'axe d'approche de référence correspondant à l'axe longitudinal de la piste d'atterrissage RWY. L'axe longitudinal B1 de la piste d'atterrissage RWY correspond à un axe qui sépare la piste d'atterrissage RWY en deux parties sensiblement identiques dans le sens de la longueur de la piste d'atterrissage RWY.

[0175] Le premier filtre de Kalman étendu de la deuxième unité de filtrage 7 peut aussi présenter un vecteur de mesure comportant la position latérale courante Y_{rwy}^{GNSS} (en mètre) dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY et un écart latéral courant η_{LOC} mesuré en microampère ou en DDM à partir du signal de guidage latéral de référence et acquise par la troisième unité d'acquisition 3.

[0176] L'écart latéral courant η_{LOC} mesuré en DDM (« Difference in the Depth Modulation » en anglais) signifie qu'il est mesuré en différence de taux de modulation. En pratique, il est exprimé comme un pourcentage. Le signal de guidage latéral comporte deux parties. Chacune des parties est émise à une fréquence différente l'une de l'autre. Le DDM correspond à une différence entre le taux de modulation d'une partie émise à une fréquence et le taux de modulation de l'autre partie émise à une autre fréquence. L'écart latéral est nul si l'aéronef AC suit une trajectoire alignée avec l'axe de guidage latéral.

[0177] Le premier filtre de Kalman étendu de la deuxième unité de filtrage 7 susceptible d'être mis en œuvre dans la deuxième unité de filtrage 7 peut mettre en œuvre un modèle d'évolution comportant les équations suivantes :

[0178] $dY_{rwy}/dt = V_{y_{rwy}}$

[0179] $db_{LOC_{Sensi}}/dt = db_{Align}/dt = 0,$

[0180] et un modèle d'observation comportant l'équation suivante :

[0181] $$\eta_{loc} = \frac{L}{0{,}7+b_{LOC_{Sensi}}} \cdot \frac{Y_{rwy} - \sin(b_{Align}) \cdot (L - X_{rwy})}{L - X_{rwy}} + v_{loc}.$$

[0182] η_{loc} correspond à un écart latéral courant acquis par la troisième unité d'acquisition 3 à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage 22.

[0183] v_{loc} correspond à un bruit de mesure (en microampère) de l'écart latéral courant

[0184] L correspond à une distance (en mètre) entre le seuil T de la piste d'atterrissage RWY et la station émettrice qui émet le signal de guidage latéral de référence.

[0185] $b_{LOC_{Sensi}}$ correspond à un biais de facteur de sensibilité du signal de guidage latéral de référence (Localizer) par rapport à un signal latéral standardisé de 0,7.

[0186] Le facteur de sensibilité standardisé de 0,7 correspond à un facteur de sensibilité conforme aux normes de l'Organisation de l'aviation civile internationale ICAO (ICAO pour « International Civil Aviation Organization » en anglais).

[0187] b_{Align} correspond au biais d'alignement angulaire du signal de guidage latéral.

[0188] X_{rwy} correspond à la position longitudinale (dans une direction parallèle à l'axe longitudinale de la piste d'atterrissage RWY selon l'axe des abscisses) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY (en mètre).

[0189] Y_{rwy} correspond à la position latérale de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY (en mètre).

[0190] $V_{y_{rwy}}$ correspond à une vitesse latérale non-biaisée de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY (en m/s).

[0191] Le deuxième filtre de Kalman étendu de la deuxième unité de filtrage 7 peut présenter un vecteur d'état comportant une position verticale Z_{rwy} (en mètre) dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY, un biais d'alignement angulaire b_{GPA} (en radian) d'un signal de guidage vertical délivré par le dispositif d'aide à l'atterrissage et un biais de facteur de sensibilité $b_{GLD_{Sensi}}$ du signal de guidage vertical.

[0192] La position verticale Z_{rwy} correspond à la coordonnée de la position de l'aéronef selon l'axe des cotes dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY.

[0193] Le biais d'alignement angulaire du signal de guidage vertical b_{GPA} correspond à une déviation angulaire du signal de guidage vertical (signal Glide Slope) qui définit un axe de guidage vertical A par rapport à la composante verticale de l'axe d'approche de référence B2 faisant un angle prédéterminé avec la piste d'atterrissage RWY. De façon non limitative, l'angle prédéterminé est égal à 3° ([Fig.4]). L'angle prédéterminé peut également être fourni par base de données de navigation NAVDB.

[0194] Le deuxième filtre de Kalman étendu de la deuxième unité de filtrage 7 peut aussi

présenter un vecteur de mesure comportant la position verticale Z_{rwy}^{GNSS} de l'aéronef dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY et un écart vertical courant η_{GLD} mesuré en DDM ou en microampère à partir du signal de guidage vertical de référence.

[0195] L'écart vertical courant η_{GLD} mesuré en DDM (« Difference in the Depth Modulation » en anglais), comme pour l'écart latéral courant η_{LOC}, signifie qu'il est mesuré en différence de taux de modulation. Le signal de guidage vertical comporte deux parties. Chacune des parties est émise à une fréquence différente l'une de l'autre. Le DDM correspond à une différence entre le taux de modulation d'une partie émise à une fréquence et le taux de modulation de l'autre partie émise à une autre fréquence. L'écart vertical est nul si l'aéronef AC suit une trajectoire alignée avec l'axe de guidage vertical.

[0196] Le deuxième filtre de Kalman étendu de la deuxième unité de filtrage 7 susceptible d'être mis en œuvre dans la deuxième unité de filtrage 7 met en œuvre un modèle d'évolution comportant les équations suivantes :

[0197] $dZ_{rwy}/dt = V_{z_{rwy}}$

[0198] $db_{GLD_{Sensi}}/dt = db_{GPA}/dt = 0,$

[0199] et un modèle d'observation comportant l'équation suivante :

[0200] $$\eta_{GLD} = \frac{0{,}0875}{(GPA\text{-}b_{GPA})(0{,}12 - b_{GLD_{Sensi}})} \cdot \left(\operatorname{atan}\left(\frac{Zrwy}{X_{rwy}+dX}\right) - \left(GPA - b_{GPA}\right)\right) + v_{GLD}.$$

[0201] η_{GLD} correspond à un écart vertical courant acquis (en DDM) par la troisième unité d'acquisition 3 à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage 22.

[0202] v_{GLD} correspond à un bruit de mesure (en DDM) de l'écart vertical courant η_{GLD}.

[0203] $b_{GLD_{Sensi}}$ correspond à un biais de facteur de sensibilité du signal de guidage vertical de référence (Glide slope) par rapport à un signal de guidage vertical standardisé de 0,12 (par l'ICAO).

[0204] GPA correspond à un angle (en radian) entre l'axe de guidage vertical défini par le signal de guidage vertical (signal Glide Slope) et la piste d'atterrissage RWY.

[0205] b_{GPA} correspond au biais d'alignement angulaire du signal de guidage vertical (en radian).

[0206] v_{GLD} correspond à un bruit de mesure (en DDM) de l'écart vertical courant η_{GLD}.

[0207] dX correspond à une distance (en mètre) entre le seuil T de la piste d'atterrissage RWY et la station émettrice qui émet le signal de guidage vertical de référence.

[0208] dX peut être déterminé à partir de l'équation suivante : $dX = TCH/\tan(GPA)$ dans laquelle TCH correspond hauteur (en mètre) par rapport au seuil T de la piste d'atterrissage RWY à laquelle l'écart verticale est nul (en mètre).

[0209] Z_{rwy} correspond à la position verticale de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste

d'atterrissage RWY (en mètre).

[0210] $V_{z_{rwy}}$ correspond à une vitesse verticale non-biaisée de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY (en m/s).

[0211] La deuxième unité de filtrage 7 peut comprendre une première unité de mise à jour 71 configurée pour mettre à jour la position latérale Y_{rwy} de l'aéronef AC estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à l'aide de la position latérale courante Y_{rwy}^{GNSS} de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY déterminée par la deuxième unité de changement de repère 6.

[0212] La deuxième unité de filtrage 7 peut aussi comprendre une deuxième unité de mise à jour 72 configurée pour mettre à jour la position verticale Z_{rwy} de l'aéronef AC estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à l'aide de la position verticale courante Z_{rwy}^{GNSS} de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY déterminée par la deuxième unité de changement de repère 6.

[0213] L'unité de détermination 8 est configurée pour déterminer la déviation latérale DY courante et la déviation verticale DZ courante de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY ainsi que la vitesse latérale DVY courante et la vitesse verticale DVZ courante de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à partir de la position latérale Y_{rwy} et la position verticale Z_{rwy} de l'aéronef AC ainsi que de la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) estimée dans le repère inertiel.

[0214] La déviation latérale DY courante est égale à la position latérale Y_{rwy} de l'aéronef AC estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY. La vitesse latérale DVY courante est égale à la vitesse latérale $V_{Y_{rwy}}$ estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY.

[0215] La déviation verticale DZ courante de l'aéronef AC répond à l'expression suivante :

[0216] $$DZ = Z_{rwy} - (X_{rwy} + dX) \cdot \tan(GPA - b_{GPA}).$$

[0217] La vitesse verticale DVZ courante de l'aéronef AC répond à l'expression suivante :

[0218] $$DVZ = V_g \cdot \tan(GPA - b_{GPA}) - V_{Z_{rwy}}.$$

[0219] V_g correspond à une vitesse au sol (« ground velocity » en anglais) de l'aéronef AC. Ladite vitesse au sol est égale à l'expression suivante : $V_g = \sqrt{(V_e^2 + V_n^2)}$.

[0220] L'unité de transmission 9 est configurée pour transmettre à un dispositif utilisateur 10 la déviation latérale DY courante et la déviation verticale DZ courante de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY ainsi que la vitesse latérale DVY courante et la vitesse verticale DVZ courante de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY estimées par la deuxième unité de filtrage 7.

[0221] Le dispositif utilisateur 10 peut correspondre à un système d'atterrissage automatique

configuré pour piloter l'aéronef AC pour atterrissage sur la piste d'atterrissage RWY.

[0222] L'invention concerne également un procédé d'estimation (figure 2), lors d'une procédure d'approche d'un aéronef AC en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage RWY selon une approche prédéfinie de ladite piste d'atterrissage RWY, d'une déviation DY, DZ par rapport à un axe de guidage de référence A correspondant à ladite approche prédéfinie de la piste d'atterrissage RWY, et d'une vitesse DVY, DVZ d'un aéronef AC par rapport à la piste d'atterrissage RWY, la procédure d'approche étant réalisée à l'aide d'un dispositif d'aide à l'atterrissage, le dispositif d'aide à l'atterrissage comprenant au moins une station émettrice 22 configurée pour émettre un signal de guidage de référence définissant l'axe de guidage de référence A.

[0223] Le procédé d'estimation comporte au moins les étapes suivantes répétées de façon itérative :

- une première étape d'acquisition E1, mise en œuvre par la première unité d'acquisition 1, pour acquérir au moins une position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC déterminée par un système de géo-positionnement GNSS,
- une deuxième étape d'acquisition E2, mise en œuvre par la deuxième unité d'acquisition 2, pour acquérir des données inertielles courantes de l'aéronef AC dans un repère inertiel dont au moins une accélération courante (a_n, a_e, a_z) déterminée par une centrale inertielle IRS,
- une troisième étape d'acquisition E3, mise en œuvre par une troisième unité d'acquisition 3 pour acquérir un écart latéral courant η_{LOC} et un écart vertical courant η_{GLD} à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage 22,
- une première étape de filtrage E4, mise en œuvre par la première unité de filtrage 4, pour estimer à l'aide d'un filtre de Kalman étendu une vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) de l'aéronef AC dans le repère inertiel à partir au moins de la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC acquise à la première étape d'acquisition E1 et des données inertielles courantes de l'aéronef AC acquises dans la deuxième étape d'acquisition E2,
- une première étape de changement de repère E5, mise en œuvre par la première unité de changement de repère 5, pour déterminer la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) de l'aéronef AC dans un repère lié à la piste d'atterrissage RWY à partir de la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) dans le repère inertiel estimée dans la première étape de filtrage E4,
- une deuxième étape de changement de repère E6, mise en œuvre par la deuxième unité de changement de repère 6, pour déterminer la position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste

d'atterrissage RWY à partir de la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) acquise dans la première étape d'acquisition E1 et d'informations de localisation de la piste d'atterrissage RWY provenant du base de données, telle que la base de données de navigation NAVDB,

- une deuxième étape de filtrage E7, mise en œuvre par la deuxième unité de filtrage 7, pour estimer à l'aide d'au moins un filtre de Kalman étendu une position latérale Y_{rwy} et une position verticale Z_{rwy} de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY, à partir de l'écart latéral courant η_{LOC}, l'écart vertical courant η_{GLD}, la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY et de la position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY déterminée dans la deuxième étape de changement de repère E6,
- une étape de détermination E8, mise en œuvre par l'unité de détermination 8, pour déterminer la déviation latérale DY courante et la déviation verticale DZ courante de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY ainsi que la vitesse latérale DVY courante et la vitesse verticale DVZ courante de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY estimées dans la deuxième étape de filtrage 6 à partir de la position latérale Y_{rwy} et la position verticale Z_{rwy} de l'aéronef AC ainsi que de la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) dans le repère inertiel estimée,
- une étape de transmission E9, mise en œuvre par l'unité de transmission 9, pour transmettre à un dispositif utilisateur 10 la déviation latérale DY courante et la déviation verticale DZ courante de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY ainsi que la vitesse latérale DVY courante et la vitesse verticale DVZ courante de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY.

[0224] Le filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage E4 peut présenter :

- un vecteur d'état comportant la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) estimée de l'aéronef AC dans le repère inertiel, la position (lat, lon, h) estimée de l'aéronef AC) et un biais d'accélération (ba_n, ba_e, ba_Z) dans le repère inertiel,
- un vecteur de mesure comportant une position (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC déterminée par le système de géo-positionnement GNSS dans la première étape d'acquisition E1.

[0225] La première étape de filtrage E4 peut comprendre une sous-étape de mise à jour E41, mise en œuvre par l'unité de mise à jour 41 pour mettre à jour la position (lat, lon, h) estimée à l'aide de la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef AC

déterminée par le système de géo-positionnement GNSS dans la première étape d'acquisition E1.

[0226] Le filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage E4 peut mettre en œuvre un modèle d'évolution et un modèle d'observation tels que décrits ci-dessus pour la première unité de filtrage 4

[0227] La deuxième étape de filtrage E7 peut mettre en œuvre un premier filtre de Kalman étendu et un deuxième filtre de Kalman étendu tels que décrit ci-dessus pour la deuxième unité de filtrage 7.

[0228] La deuxième étape de filtrage E7 peut comprendre une première sous-étape de mise à jour E71 mise en œuvre par la première unité de mise à jour 71 pour mettre à jour la position latérale Y_{rwy} de l'aéronef AC estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à l'aide de la position courante Y_{rwy}^{GNSS} de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY déterminée dans la deuxième étape de changement de repère E6.

[0229] La deuxième étape de filtrage E7 peut comprendre une deuxième sous-étape de mise à jour E72 mise en œuvre par la deuxième unité de mise à jour 72 pour mettre à jour la position verticale Z_{rwy} de l'aéronef AC estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY à l'aide de la position verticale courante Z_{rwy}^{GNSS} de l'aéronef AC dans le repère lié à la piste d'atterrissage RWY déterminée dans la deuxième étape de changement de repère E6.

[0230] Le premier filtre de Kalman étendu mis en œuvre dans la deuxième étape de filtrage E7 peut mettre en œuvre un modèle d'évolution et un modèle d'observation tels que décrits ci-dessus pour la deuxième unité de filtrage 7.

[0231] Le deuxième filtre de Kalman étendu mis en œuvre dans la deuxième étape de filtrage E7 peut mettre en œuvre un modèle d'évolution et un modèle d'observation tels que décrits ci-dessus pour la deuxième unité de filtrage 7.

[0232] Le dispositif d'estimation S et le procédé d'estimation présente de nombreux avantages.

[0233] Ils permettent une estimation des biais de vitesse basés sur une fusion des mesures d'un système de géo-positionnement GNSS et des mesures d'une centrale inertielle IRS. Cela permet d'obtenir des vitesses non-biaisées avant la procédure d'approche étant réalisée à l'aide d'un dispositif d'aide à l'atterrissage ILS afin de :

- servir comme données d'entrée dans la deuxième unité de filtrage 7,
- servir comme données d'entrée pour les lois de commande pour capturer les signaux de guidage de référence.

[0234] Les modèles d'observation utilisés dans la deuxième unité de filtrage 7 apporte une précision suffisante pour un atterrissage automatique grâce à l'introduction de

l'estimation :

- deux biais liés à la station émettrice du signal Localizer $b_{LOC_{Sensi}}$ et b_{Align},
- deux biais liés à la station émettrice du signal Glide Slope $b_{GLD_{Sensi}}$ et b_{GPA}.

[0235] Une surveillance de ces valeurs estimées peut alerter de signaux de guidage de référence erronés acquis par la troisième unité d'acquisition 3.

[0236] Par ailleurs, une architecture décentralisée des estimations permet d'avoir une meilleure analyse, une meilleure surveillance et un meilleur réglage des différentes unités du dispositif d'estimation S.

Revendications

[Revendication 1] Procédé d'estimation, lors d'une procédure d'approche d'un aéronef (AC) en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage (RWY) selon une approche prédéfinie de ladite piste d'atterrissage (RWY), d'une déviation (DY, DZ) par rapport à un axe de guidage de référence (A) correspondant à ladite approche prédéfinie de la piste d'atterrissage (RWY), et d'une vitesse (DVY, DVZ) d'un aéronef (AC) par rapport à la piste d'atterrissage (RWY), la procédure d'approche étant réalisée à l'aide d'un dispositif d'aide à l'atterrissage (ILS), le dispositif d'aide à l'atterrissage (ILS) comprenant au moins une station émettrice (22) configurée pour émettre au moins un signal de guidage de référence définissant l'axe de guidage de référence (A),
caractérisé en ce qu'il comporte au moins les étapes suivantes répétées de façon itérative :

- une première étape d'acquisition (E1), mise en œuvre par une première unité d'acquisition (1), pour acquérir au moins une position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef (AC) déterminée par un système de géo-positionnement (GNSS),
- une deuxième étape d'acquisition (E2), mise en œuvre par une deuxième unité d'acquisition (2), pour acquérir des données inertielles courantes de l'aéronef (AC) dans un repère inertiel dont au moins une accélération courante (a_n, a_e, a_z) déterminée par une centrale inertielle (IRS),
- une troisième étape d'acquisition (E3), mise en œuvre par une troisième unité d'acquisition (3) pour acquérir un écart latéral courant (η_{LOC}) et un écart vertical courant (η_{GLD}) à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage (22),
- une première étape de filtrage (E4), mise en œuvre par une première unité de filtrage (4), pour estimer à l'aide d'un filtre de Kalman étendu une vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) de l'aéronef (AC) dans le repère inertiel à partir au moins de la position courante de l'aéronef (AC) acquise à la première étape d'acquisition (E1) et des données inertielles courantes de l'aéronef (AC) acquises dans la deuxième étape d'acquisition (E2),

- une première étape de changement de repère (E5), mise en œuvre par une première unité de changement de repère (5), pour déterminer la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) de l'aéronef (AC) dans un repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) à partir de la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) dans le repère inertiel estimée dans la première étape de filtrage (E4),
- une deuxième étape de changement de repère (E6), mise en œuvre par une deuxième unité de changement de repère (6), pour déterminer la position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) à partir de la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) acquise dans la première étape d'acquisition (E1) et d'informations de localisation de la piste d'atterrissage (RWY) provenant d'une base de données,
- une deuxième étape de filtrage (E7), mise en œuvre par une deuxième unité de filtrage (7), pour estimer à l'aide d'au moins un filtre de Kalman étendu une position latérale (Y_{rwy}) et une position verticale (Z_{rwy}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY), à partir de l'écart latéral courant (η_{LOC}), l'écart vertical courant (η_{GLD}), la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) et de la position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) déterminée dans la deuxième étape de changement de repère (E6),
- une étape de détermination (E8), mise en œuvre par une unité de détermination (8), pour déterminer la déviation latérale (DY) courante et la déviation verticale (DZ) courante de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) ainsi que la vitesse latérale (DVY) courante et la vitesse verticale (DVZ) courante de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) estimées dans la deuxième étape de filtrage (E6) à partir de la position latérale (Y_{rwy}) et la position verticale (Z_{rwy}) de l'aéronef (AC) ainsi que de la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) estimée dans le repère inertiel,
- une étape de transmission (E9), mise en œuvre par une unité de transmission (9), pour transmettre à un dispositif utilisateur

(10) la déviation latérale (DY) courante et la déviation verticale (DZ) courante de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) ainsi que la vitesse latérale (DVY) courante et la vitesse verticale (DVZ) courante de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY).

[Revendication 2] Procédé selon la revendication 1,
caractérisée en ce que le filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage (E4) présente :

- un vecteur d'état comportant la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) estimée de l'aéronef (AC) dans le repère inertiel, la position (lat, lon, h) estimée de l'aéronef (AC) et un biais d'accélération (ba_n, ba_e, ba_Z) dans le repère inertiel,
- un vecteur de mesure comportant une position (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef (AC) déterminée par le système de géo-positionnement (GNSS) dans la première étape d'acquisition (E1) ;

la première étape de filtrage (E4) comprenant une sous-étape de mise à jour (E41) mise en œuvre par une unité de mise à jour (41) pour mettre à jour la position (lat, lon, h) estimée à l'aide de la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef (AC) déterminée par le système de géo-positionnement (GNSS) dans la première étape d'acquisition (E1),
le filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage (E4) présentant en outre un modèle d'évolution dynamique comportant les équations suivantes :

$$dV_n/dt = a_n - 2\Omega_e V_e \sin(lat) + \frac{V_n V_Z}{M(lat)+h} - \frac{V_e^2 \tan(lat)}{N(lat)+h}$$

$$dV_e/dt = a_e + 2\Omega_e (V_n \sin(lat) + V_Z \cos(lat)) + \frac{V_e}{N(lat)+h}(V_Z + V_n \tan(lat))$$

$$dV_d/dt = a_Z - 2\Omega_e V_e \cos(lat) - \frac{V_n^2}{M(lat)+h} - \frac{V_e^2}{N(lat)+h} + g_D$$

$$dlat/dt = \frac{V_n}{M(lat)+h}$$

$$dlon/dt = \frac{V_e}{(N(lat)+h)\cos(lat)}$$

$$dh/dt = -V_d$$

$dba_n/dt = dba_e/dt = dba_Z/dt = 0$;

et un modèle d'observation comportant l'équation suivantes :

$lat^{GNSS}=lat + v_{lat, GNSS}$

$lon^{GNSS}=lon + v_{lon, GNSS}$

$h^{GNSS}=h + v_{h, GNSS}$,

dans lesquelles :

Ω_e correspond à la vitesse de rotation de la terre,

M correspond au rayon de courbure méridien,

N correspond au rayon de courbure du premier vertical de la terre,

g_d correspond à l'accélération de la pesanteur,

lat correspond à une coordonnée en latitude estimée de la position de l'aéronef (AC) dans le repère géographique,

lon correspond à une coordonnée en longitude estimée de la position de l'aéronef (AC) dans le repère géographique,

h correspond à une coordonnée en hauteur estimée de la position de l'aéronef (AC) dans le repère géographique,

lat^{GNSS} correspond à une coordonnée en latitude de la position de l'aéronef (AC) mesurée par le système de géo-positionnement (GNSS) dans le repère géographique,

lon^{GNSS} correspond à une coordonnée en longitude de la position de l'aéronef (AC) mesurée par le système de géo-positionnement (GNSS) dans le repère géographique,

h^{GNSS} correspond à une coordonnée en hauteur de la position de l'aéronef (AC) mesurée par le système de géo-positionnement (GNSS) dans le repère géographique,

$v_{lat, GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la coordonnée en latitude mesurée par le système de géo-positionnement (GNSS) dans le repère géographique,

$v_{lon, GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la mesure de la coordonnée en longitude mesurée par le système de géo-positionnement (GNSS) dans le repère géographique,

$v_{h, GNSS}$ correspond à un bruit blanc de la mesure de la coordonnée en hauteur mesurée par le système de géo-positionnement (GNSS) dans le repère géographique,

a_n correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef (AC) dans une direction Nord dans le repère inertiel,

a_e correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef

(AC) dans une direction Est dans le repère inertiel,
a_Z correspond à une coordonnée de l'accélération courante de l'aéronef (AC) dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel,
ba_n correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef (AC) dans une direction Nord dans le repère inertiel,
ba_e correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef (AC) dans une direction Est dans le repère inertiel,
ba_Z correspond à une coordonnée du biais de l'accélération courante de l'aéronef (AC) dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel,
V_n correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef (AC) dans une direction Nord dans le repère inertiel,
V_e correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef (AC) dans une direction Est dans le repère inertiel,
V_Z correspond à une coordonnée de la vitesse non-biaisée de l'aéronef (AC) dans une direction de la pesanteur terrestre dans le repère inertiel.

[Revendication 3] Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,
caractérisé en ce que la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef (AC) déterminée par le système de géo-positionnement (GNSS) et la position (lat, lon, h) estimée de l'aéronef (AC) du vecteur d'état du filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage (E4) sont définies dans le repère géographique.

[Revendication 4] Procédé selon l'une des revendications 1, 2 et la revendication 3,
caractérisée en ce que la deuxième étape de filtrage (E7) met en œuvre un premier filtre de Kalman étendu et un deuxième filtre de Kalman étendu,
le premier filtre de Kalman étendu présentant :

- un vecteur d'état comportant une position latérale (Y_{RWY}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY), un biais d'alignement angulaire (b_{Align}) d'un signal de guidage latéral délivré par le dispositif d'aide à l'atterrissage et un biais de facteur de sensibilité ($b_{LOC_{Sensi}}$) du signal de guidage latéral ;
- un vecteur de mesure comportant la position latérale (Y_{RWY}^{GNSS}) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) et un écart latéral courant (η_{LOC}) mesuré en microampère à partir du signal de guidage latéral,

le deuxième filtre de Kalman étendu présentant :

- un vecteur d'état comportant une position verticale (Z_{rwy}) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY), un biais d'alignement angulaire (b_{GPA}) d'un signal de guidage vertical délivré par le dispositif d'aide à l'atterrissage et un biais de facteur de sensibilité ($b_{GLD_{Sensi}}$) du signal de guidage vertical ;
- un vecteur de mesure comportant la position verticale (Z_{rwy}^{GNSS}) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) et un écart vertical courant (η_{GLD}) mesuré en DDM à partir du signal de guidage vertical ;

la deuxième étape de filtrage (E7) comprenant une première sous-étape de mise à jour (E71) mise en œuvre par une première unité de mise à jour (71) pour mettre à jour la position latérale (Y_{rwy}) de l'aéronef (AC) estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) à l'aide de la position courante (Y_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) déterminée dans la deuxième étape de changement de repère (E6),
la deuxième étape de filtrage (E7) comprend une deuxième sous-étape de mise à jour (E72) mise en œuvre par une deuxième unité de mise à jour (72) pour mettre à jour la position verticale (Z_{rwy}) de l'aéronef (AC) estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) à l'aide de la position verticale courante (Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) déterminée dans la deuxième étape de changement de repère (E6),

- le premier filtre de Kalman étendu mis en œuvre dans la deuxième étape de filtrage (E7) présentant un modèle d'évolution dynamique comportant les équations suivantes :

$$dY_{rwy}/dt = V_{y_{rwy}}$$
$$db_{LOC_{Sensi}}/dt = db_{Align}/dt = 0,$$

et un modèle d'observation comportant l'équation suivante :

$$\eta_{loc} = \frac{L}{0{,}7 + b_{LOC_{Sensi}}} \cdot \frac{Y_{rwy} - \sin(b_{Align}) \cdot (L - X_{rwy})}{L - X_{rwy}} + v_{loc},$$

dans lesquelles :
η_{loc} correspond à un écart latéral courant en microampère acquis à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage (22),
v_{loc} correspond à un bruit de mesure de l'écart latéral courant
L correspond à une distance entre le seuil (T) de la piste d'atterrissage (RWY) et la station émettrice qui émet le signal de guidage latéral de référence.
$b_{LOC_{Sensi}}$ correspond à un biais de facteur de sensibilité du signal de guidage latéral de référence par rapport à un signal latéral de référence standardisé de 0,7,
b_{Align} correspond au biais d'alignement angulaire du signal de guidage latéral,
X_{rwy} correspond à une position longitudinale de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY),
Y_{rwy} correspond à une position latérale de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY),
$V_{y_{rwy}}$ correspond à une vitesse latérale non-biaisée de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) ;

– le deuxième filtre de Kalman étendu mis en œuvre dans la deuxième étape de filtrage (E7) présentant un modèle d'évolution dynamique comportant les équations suivantes :

$$dZ_{rwy}/dt = V_{z_{rwy}}$$
$$db_{GLD_{Sensi}}/dt = db_{GPA}/dt = 0,$$

et un modèle d'observation comportant l'équation suivante :

$$\eta_{GLD} = \frac{0,0875}{(GPA-b_{GPA})(0,12-b_{GLD_{Sensi}})} \cdot \left(\operatorname{atan}\left(\frac{Zrwy}{X_{rwy}+dX}\right) - \left(GPA - b_{GPA}\right)\right) + v_{GLD}$$

,
dans lesquelles :
η_{GLD} correspond à un écart vertical courant en DDM acquis à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage (22),
v_{GLD} correspond à un bruit de mesure de l'écart vertical courant,
$b_{GLD_{Sensi}}$ correspond à un biais de facteur de sensibilité du signal de guidage vertical de référence par rapport à un signal de guidage vertical

standardisé de 0,12,
GPA correspond à un angle entre l'axe de guidage vertical défini par le signal de guidage vertical et la piste d'atterrissage (RWY),
b_{GPA} correspond au biais d'alignement angulaire du signal de guidage vertical,
v_{GLD} correspond à un bruit de mesure de l'écart vertical courant,
dX correspond à une distance longitudinale entre le seuil (T) de la piste d'atterrissage (RWY) et la station émettrice qui émet le signal de guidage vertical de référence,
Z_{rwy} correspond à la position verticale de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY),
$V_{z_{rwy}}$ correspond à une vitesse verticale non-biaisée de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY).

[Revendication 5] Procédé selon l'une des revendications 1, 2 et 4 et la revendication 3, caractérisé en ce que la déviation latérale (DY) courante est égale à la position latérale (Y_{rwy}) de l'aéronef (AC) estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY), la vitesse latérale (DVY) courante est égale à la vitesse latérale ($V_{Y_{rwy}}$) estimée par le premier filtre de Kalman étendu dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY),
et en ce que la déviation verticale (DZ) courante de l'aéronef (AC) répond à l'expression suivante :
$$DZ = Z_{rwy} - (X_{rwy} + dX) \cdot \tan(GPA - b_{GPA}),$$
la vitesse verticale DVZ courante de l'aéronef (AC) répondant à l'expression suivante :
$$DVZ = V_g \cdot \tan(GPA - b_{GPA}) - V_{Z_{rwy}}.$$

[Revendication 6] Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,
caractérisé en ce que la position courante de l'aéronef (AC) déterminée par le système de géo-positionnement (GNSS) et la position estimée de l'aéronef (AC) du vecteur d'état du filtre de Kalman étendu de la première étape de filtrage (E4) sont exprimées en pseudo-distance.

[Revendication 7] Dispositif d'estimation, lors d'une procédure d'approche d'un aéronef (AC) en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage (RWY) selon une approche prédéfinie de ladite piste d'atterrissage (RWY), d'une déviation (DY, DZ) par rapport à un axe de guidage de référence (A) correspondant à ladite approche prédéfinie de la piste d'atterrissage (RWY), et d'une vitesse d'un aéronef (AC) par rapport à la piste

d'atterrissage (RWY), la procédure d'approche étant réalisée à l'aide d'un dispositif d'aide à l'atterrissage, le dispositif d'aide à l'atterrissage comprenant au moins une station émettrice (22) configurée pour émettre un signal de guidage de référence définissant l'axe de guidage de référence (A),
caractérisé en ce qu'il comporte au moins :

- une première unité d'acquisition (1) configurée pour acquérir au moins une position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) de l'aéronef (AC) déterminée par un système de géo-positionnement (GNSS),
- une deuxième unité d'acquisition (2) configurée pour acquérir des données inertielles courantes de l'aéronef (AC) dans un repère inertiel dont au moins une accélération courante (a_n, a_e, a_z) déterminées par une centrale inertielle (IRS),
- une troisième unité d'acquisition (3) configurée pour acquérir un écart latéral courant (η_{LOC}) et un écart vertical courant (η_{GLD}) à partir du ou des signaux de guidage de référence émis par le dispositif d'aide à l'atterrissage (22),
- une première unité de filtrage (4) configurée pour estimer à l'aide d'un filtre de Kalman étendu une vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) de l'aéronef (AC) dans le repère inertiel à partir au moins de la position courante de l'aéronef (AC) acquise par la première unité d'acquisition (1) et des données inertielles courantes de l'aéronef (AC) acquises par la deuxième unité d'acquisition (2),
- une première unité de changement de repère (5) configurée pour déterminer la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) de l'aéronef (AC) dans un repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) à partir de la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) dans le repère inertiel estimée par la première unité de filtrage (4),
- une deuxième unité de changement de repère (6) configurée pour déterminer la position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) à partir de la position courante (lat^{GNSS}, lon^{GNSS}, h^{GNSS}) acquise par la première unité d'acquisition (1) et d'informations de localisation de la piste d'atterrissage (RWY) provenant d'une base de données,

- une deuxième unité de filtrage (7) configurée pour estimer à l'aide d'au moins un filtre de Kalman étendu une position latérale (Y_{rwy}) et une position verticale (Z_{rwy}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) à partir de l'écart latéral courant (η_{LOC}), l'écart vertical courant (η_{GLD}), la vitesse non-biaisée ($V_{x_{rwy}}$, $V_{y_{rwy}}$, $V_{z_{rwy}}$) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) et de la position courante (X_{rwy}^{GNSS}, Y_{rwy}^{GNSS}, Z_{rwy}^{GNSS}) de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) déterminée par la deuxième unité de changement de repère (6),
- une unité de détermination (8) configurée pour déterminer la déviation latérale (DY) courante et la déviation verticale (DZ) courante de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) ainsi que la vitesse latérale (DVY) courante et la vitesse verticale (DVZ) courante de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) estimées par la deuxième unité de filtrage (6) à partir de la position latérale (Y_{rwy}) et la position verticale (Z_{rwy}) de l'aéronef (AC) ainsi que de la vitesse non-biaisée (V_n, V_e, V_d) dans le repère inertiel estimée,
- une unité de transmission (9) configurée pour transmettre à un dispositif utilisateur (10) la déviation latérale (DY) courante et la déviation verticale (DZ) courante de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY) ainsi que la vitesse latérale (DVY) courante et la vitesse verticale (DVZ) courante de l'aéronef (AC) dans le repère lié à la piste d'atterrissage (RWY).

[Revendication 8] Aéronef,
caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif d'estimation, tel que celui spécifié selon la revendication 7.

[Fig. 1]

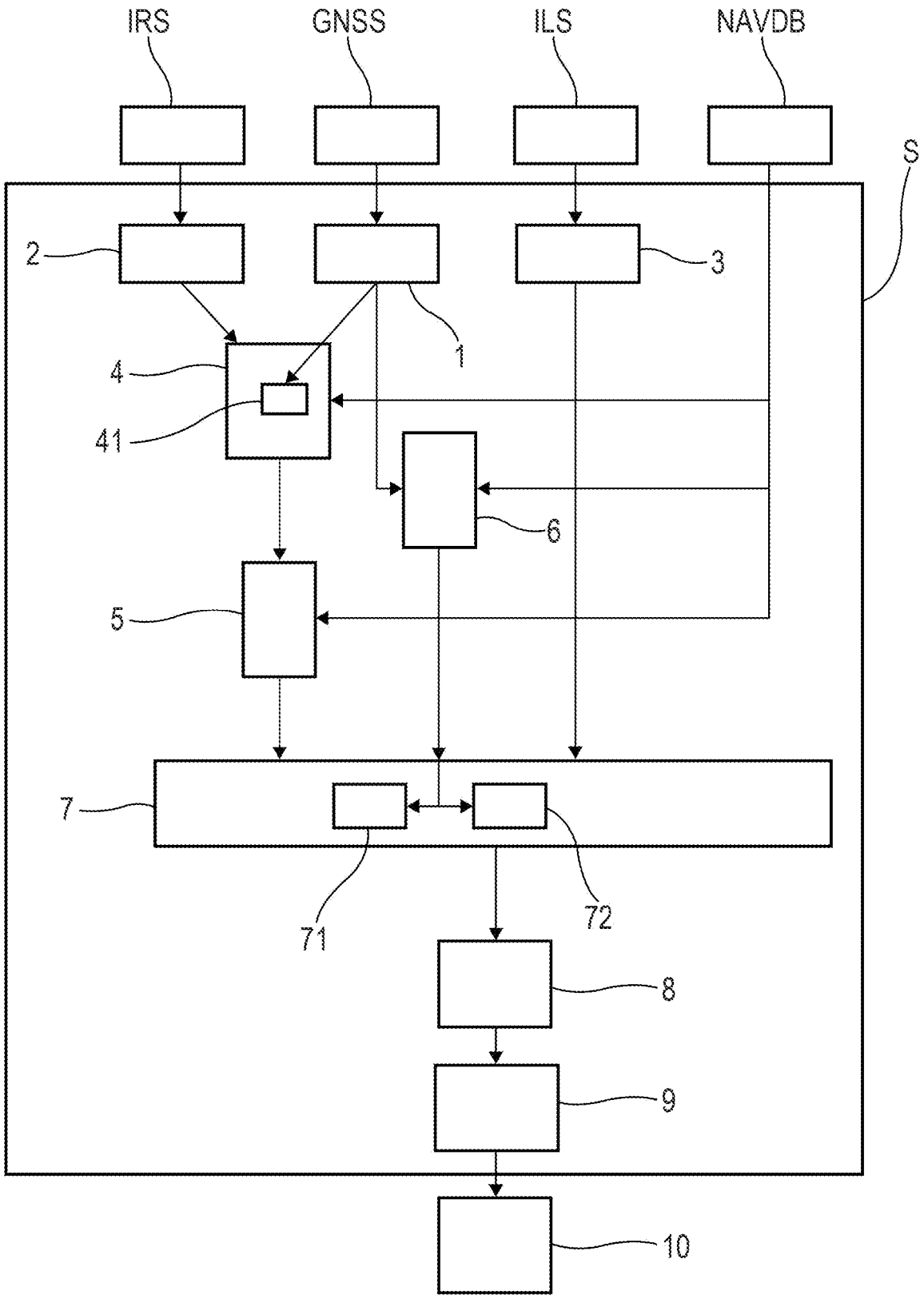


Fig. 1

[Fig. 2]

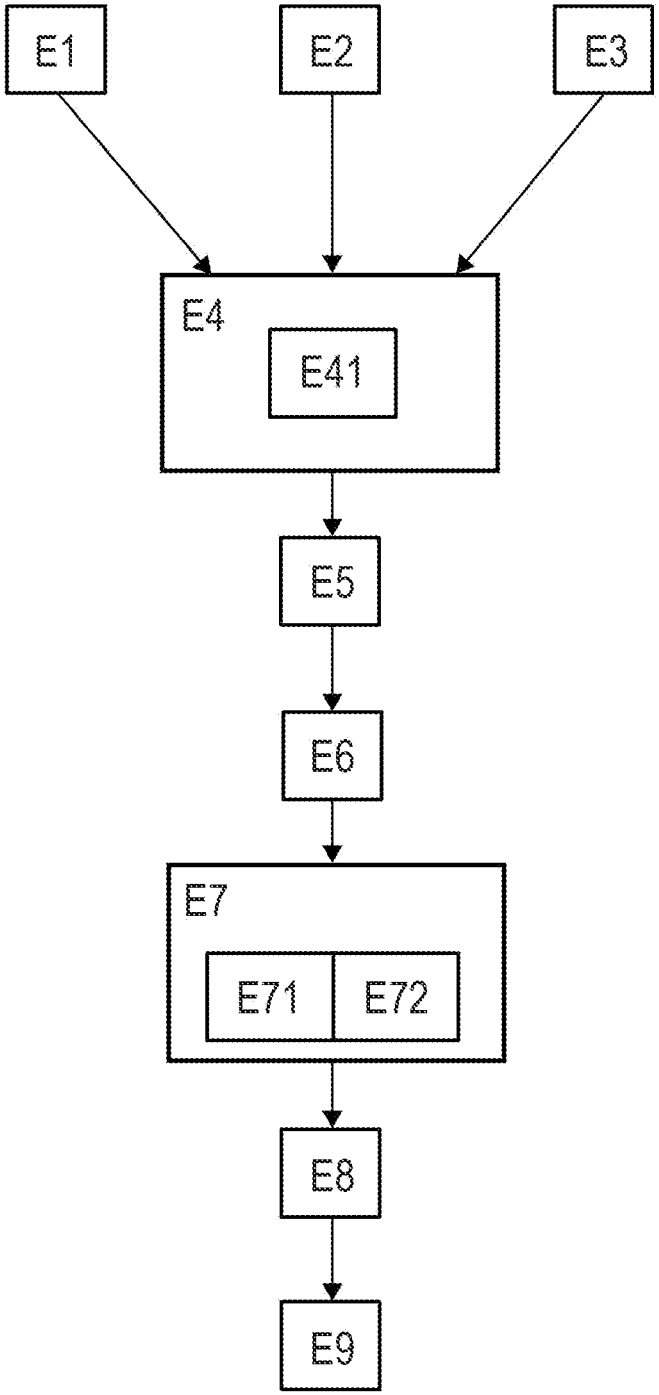


Fig. 2

[Fig. 3]

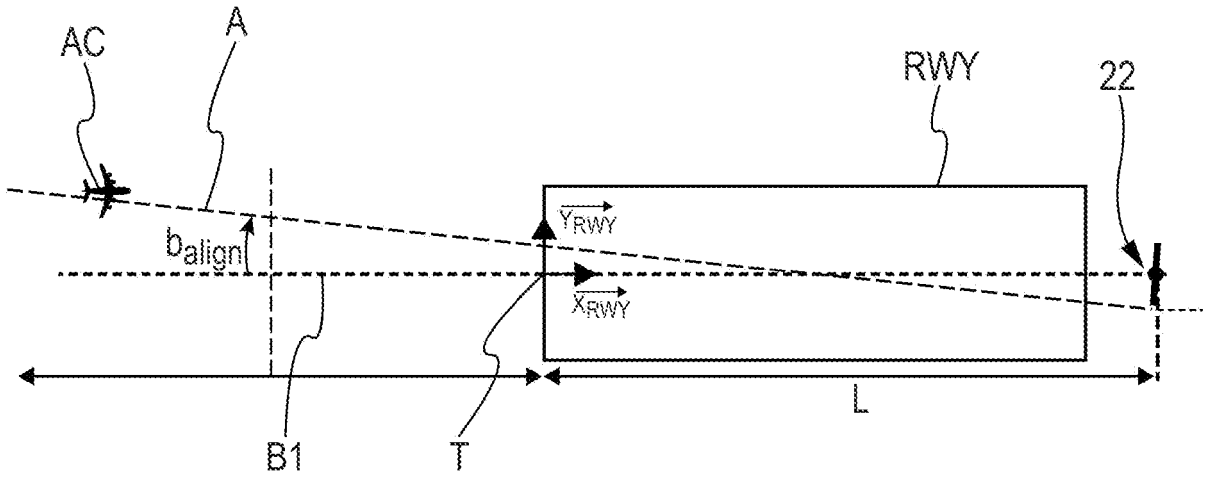


Fig. 3

[Fig. 4]

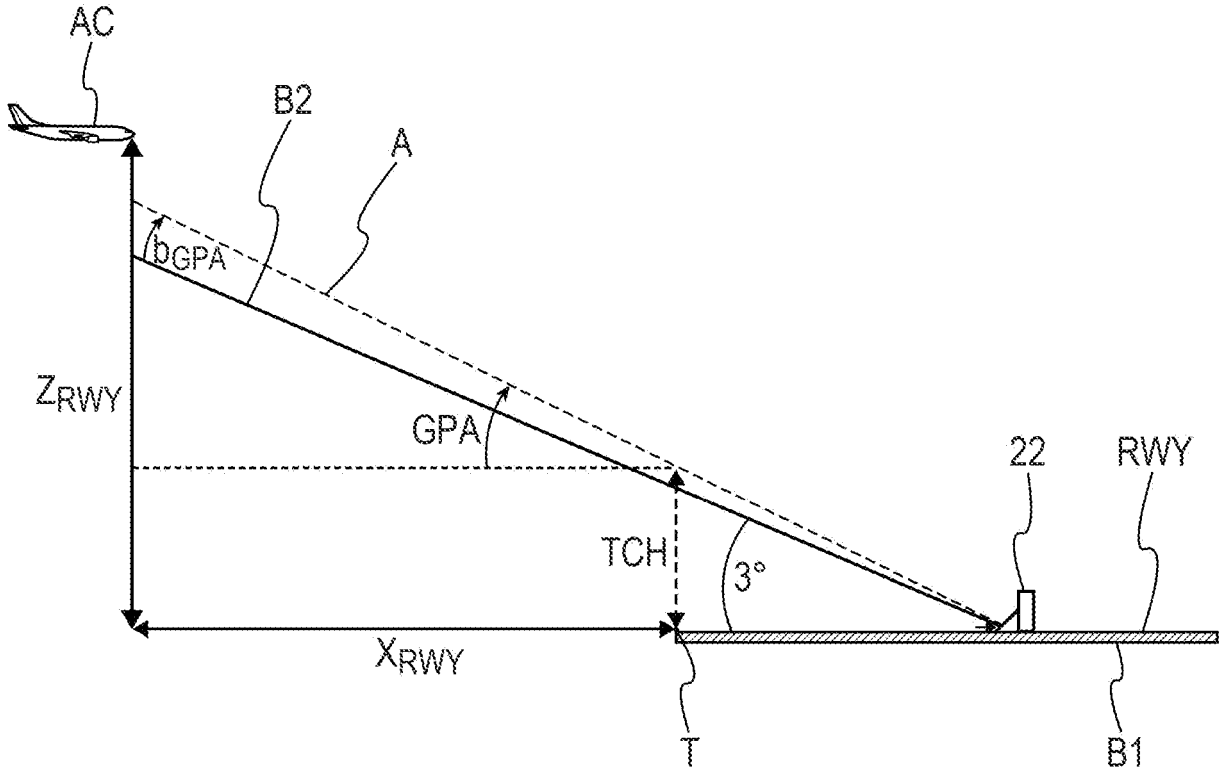


Fig. 4

[Fig. 5]

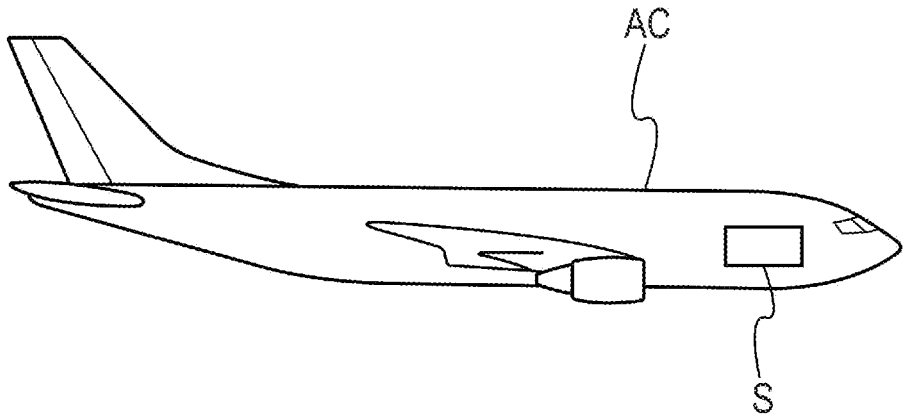


Fig. 5

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement national

FA 918830
FR 2303061

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		
A	FR 3 111 710 A1 (AIRBUS [FR]; AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 24 décembre 2021 (2021-12-24) * alinéas [0006] - [0010], [0063] - [0065] * * alinéas [0087], [0088], [0090], [0102] * -----	1-8	B64D 45/04 G01C 21/00 G01C 23/00 G08G 5/02
A	EP 3 327 534 B1 (BOEING CO [US]) 30 décembre 2020 (2020-12-30) * alinéas [0007] - [0009] * * alinéas [0022] - [0028] * * alinéas [0039] - [0042] * -----	1-8	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			G01S G08G G05D

Date d'achèvement de la recherche	Examinateur
14 novembre 2023	Naddeo, Giovanni

CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS

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

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

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2303061 FA 918830

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 **14-11-2023**
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
FR 3111710 A1	24-12-2021	CN 113823126 A	21-12-2021
		FR 3111710 A1	24-12-2021
		US 2021396545 A1	23-12-2021
EP 3327534 B1	30-12-2020	CA 2978839 A1	01-05-2018
		CN 108008434 A	08-05-2018
		EP 3327534 A2	30-05-2018
		JP 6993147 B2	13-01-2022
		JP 2018095235 A	21-06-2018
		US 2018122248 A1	03-05-2018
		US 2018374369 A1	27-12-2018

EPO FORM P0465