

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
19 janvier 2017 (19.01.2017)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2017/009471 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G05D 1/10 (2006.01) *G05D 1/06* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/EP2016/066985

(22) Date de dépôt international :
15 juillet 2016 (15.07.2016)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1501512 16 juillet 2015 (16.07.2015) FR

(71) Déposant : SAFRAN ELECTRONICS & DEFENSE
[FR/FR]; 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Boulogne-
Billancourt (FR).

(72) Inventeurs : **CHIODINI, Alain**; c/o Safran Electronics and Defense, 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Boulogne-Billancourt (FR). **DUFRESNE DE VIREL, François**; c/o Safran Electronics and Defense, 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Boulogne-Billancourt (FR). **POUILLARD, Sylvain**; c/o Safran Electronics and Defense, 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Boulogne-Billancourt (FR).

(74) Mandataire : **REGIMBEAU**; 20, rue de Chazelles, 75847 Paris Cedex 17 (FR).

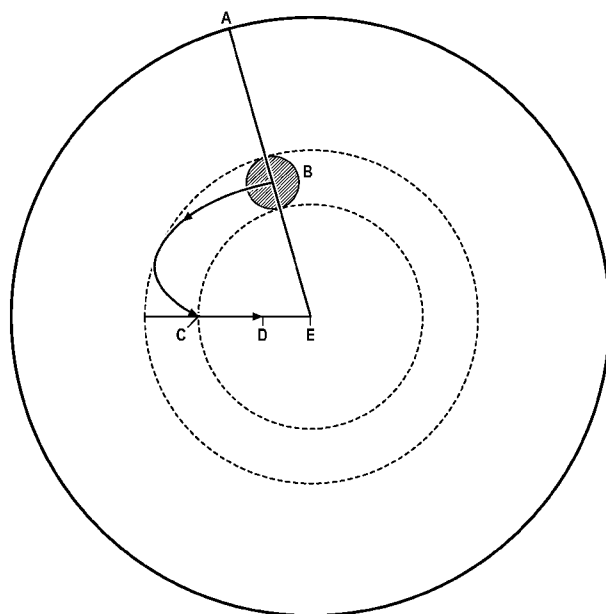
(81) États désignés (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible*) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP,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

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : METHOD FOR AUTOMATICALLY ASSISTING WITH THE LANDING OF AN AIRCRAFT

(54) Titre : PROCÉDÉ D'ASSISTANCE AUTOMATIQUE À L'ATERRISSAGE D'UN AÉRONEF

FIG. 1



(57) Abstract : The present invention relates to a method for automatically assisting with the landing of an aircraft on a runway from a return point (A) to a completion point (D), at which the aircraft touches the runway, by means of a data-processing device on-board said aircraft, which device is configured to be connected to an altimeter and a deviation meter, the method including: a return-navigation assistance phase including guidance of the aircraft, on the basis of measurements of the azimuth deviation of the aircraft relative to a reference direction linking said return point (A) and the position of the deviation meter (E) transmitted by said deviation meter, from the return point (A) towards the position of the deviation meter (E), determination of the position of the aircraft at a predetermined capture point (B) that is aligned with the return point (A) and the position of the deviation meter (E), and guidance of the aircraft along a predetermined path from the capture point (B) to a predetermined holding point (C), which is approximately aligned with the axis of the runway, on the basis of altitude data provided by the altimeter and heading and speed data relating to the aircraft, a landing assistance phase including guidance from the holding point (C) to the completion point (D).

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2017/009471 A1



(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Déclarations en vertu de la règle 4.17 :

— relative à la qualité d'inventeur (règle 4.17.iv))

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

La présente invention concerne un procédé d'assistance automatique à l'atterrissage d'un aéronef sur une piste d'atterrissage depuis un point de retour (A) jusqu'à un point d'aboutissement (D) au niveau duquel l'aéronef entre en contact avec la piste d'atterrissage par un dispositif de traitement de données embarqué sur ledit aéronef et configuré pour être relié à un altimètre et un écartomètre, le procédé comprenant : une phase d'assistance à la navigation retour comprenant un guidage de l'aéronef, à partir de mesures d'écart d'azimut de l'aéronef par rapport à une direction de référence reliant ledit point de retour (A) et la position de l'écartomètre (E) transmises par l'écartomètre, du point de retour (A) en direction de la position de l'écartomètre (E), une détermination du positionnement de l'aéronef à un point de capture prédéterminé (B) aligné avec le point de retour (A) et la position de l'écartomètre (E), un guidage de l'aéronef le long d'une trajectoire prédéfinie du point de capture (B) jusqu'à un point d'accroché (C) prédéterminé approximativement aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage à partir de données d'altitude fournies par l'altimètre et de données de cap et de vitesse de l'aéronef; une phase d'assistance à l'atterrissage comprenant un guidage du point d'accroché (C) au point d'aboutissement (D).

Procédé d'assistance automatique à l'atterrissage d'un aéronef

DOMAINE TECHNIQUE GENERAL

5 L'invention concerne le domaine du guidage d'aéronef.

Elle a plus particulièrement pour objet un procédé de guidage automatique d'un aéronef tel qu'un drone d'une position éloignée d'un aéroport jusqu'à l'atterrissage de l'aéronef sur une piste d'atterrissage.

10 ETAT DE LA TECHNIQUE

Les systèmes de guidage des drones existants permettent de réaliser un guidage autonome d'un drone le long d'une trajectoire prédéfinie, correspondant par exemple au trajet d'une mission d'observation. Pour réaliser un tel guidage, la position de l'aéronef est
15 déterminée à intervalle régulier et comparée à la trajectoire à suivre. Cette position est généralement déterminée à l'aide d'un récepteur d'un système de positionnement absolu par satellite, tel que les systèmes GPS ou Galileo, dits systèmes GNSS (« Global Navigation Satellite System »).

Il peut néanmoins arriver que le calculateur de l'aéronef soit incapable de
20 déterminer la position courante de l'aéronef, soit du fait d'une panne d'un composant de l'aéronef, tel qu'un récepteur GNSS, soit du fait d'une indisponibilité du signal du système de positionnement, par exemple en cas de brouillage de celui-ci. Sans connaître la position de l'aéronef, le calculateur de celui-ci est alors incapable de guider l'aéronef pour lui faire suivre la trajectoire prédéterminée. Le système de guidage de l'aéronef est alors
25 notamment incapable de faire parvenir celui-ci à son point d'atterrissage prévu tel qu'une piste d'un aéroport ou d'un aérodrome provisoire. L'aéronef risque alors de s'écraser à une position inconnue et d'être perdu.

Il existe donc un besoin d'un procédé de guidage permettant de guider de façon sûre un aéronef, de manière autonome, depuis un point de retour éloigné jusqu'à une
30 piste d'atterrissage et de faire atterrir l'aéronef sur celle-ci, malgré une indisponibilité du

positionnement par satellite, tout en minimisant la charge de travail de l'opérateur du drone, voire sans intervention de celui-ci.

Le document US 4 454 510 décrit un procédé d'assistance automatique à l'atterrissage d'un aéronef sur une piste d'atterrissage depuis un point donné, pour lequel la distance et l'altitude de l'aéronef sont déterminés, jusqu'à un point d'aboutissement. Le
5 procédé est configuré pour être relié à un altimètre et à un écartomètre configuré pour mesurer un écart d'azimut de l'aéronef par rapport à la direction du nord magnétique ainsi déterminée. Il comprend en outre une phase d'assistance à l'atterrissage. Il est donc nécessaire dans ce procédé de géo-localiser l'aéronef et d'en déterminer l'altitude en
10 établissant, dans une étape préalable, la position du nord magnétique et celle de la piste d'atterrissage, ce qui est complexe et nécessite la calibration du système d'assistance.

Le document US 2009/055038 quant à lui propose un procédé similaire en utilisant comme axe de référence pour la mesure d'écart d'azimut la direction de la piste d'atterrissage. Ici encore, le procédé nécessite donc la géolocalisation de l'aéronef et la
15 détermination de son altitude ainsi qu'une étape de calibration du système d'assistance.

Enfin, le document GB 2 302 318 décrit un procédé de guidage à l'atterrissage d'un drone comprenant la détermination du positionnement de l'aéronef au niveau de marquages prédéterminés et le guidage de l'aéronef d'un point donné jusqu'à un point d'accroche à partir de données d'altitude calculées par un système d'analyse d'image et
20 de données de cap de l'aéronef.

PRESENTATION DE L'INVENTION

La présente invention se rapporte selon un premier aspect à un procédé
25 d'assistance automatique à l'atterrissage d'un aéronef sur une piste d'atterrissage depuis un point de retour jusqu'à un point d'aboutissement au niveau duquel l'aéronef entre en contact avec la piste d'atterrissage, ledit procédé étant mis en œuvre par un dispositif de traitement de données embarqué sur ledit aéronef et configuré pour être relié à :

- un altimètre configuré pour mesurer l'altitude de l'aéronef,

- un écartomètre positionné au niveau d'une station au sol et configuré pour mesurer par rapport à un point de référence un écart d'azimut de l'aéronef par rapport à une direction de référence reliant ledit point de retour et la position de l'écartomètre,

ledit procédé étant caractérisé en ce qu'il comprend :

5 - une phase d'assistance à la navigation retour comprenant :

-un guidage de l'aéronef, à partir de mesures d'écart d'azimut de l'aéronef par rapport à ladite direction de référence transmises par l'écartomètre, du point de retour en direction de la position de l'écartomètre;

10 -une détermination du positionnement de l'aéronef à un point de capture prédéterminé approximativement aligné avec le point de retour et la position de l'écartomètre;

15 -un guidage de l'aéronef le long d'une trajectoire prédéfinie du point de capture jusqu'à un point d'accroche prédéterminé approximativement aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage à partir de données d'altitude fournies par l'altimètre et de données de cap et de vitesse de l'aéronef;

-une phase d'assistance à l'atterrissage comprenant un guidage du point d'accroche au point d'aboutissement situé sur la piste d'atterrissage.

20 Par point de retour, on comprendra ici le point à partir duquel l'aéronef est détecté par le système d'assistance à l'atterrissage. On notera que, dans l'invention, ce point de retour est défini sans que sa position (altitude, distance, etc.) ne soit connue et doit uniquement permettre de définir la direction de référence qui est utilisée ensuite pour guider l'aéronef au cours de la phase d'assistance à la navigation retour.

25 L'aéronef peut ainsi être conduit à une position de capture connue à l'aide des mesures d'écart d'azimut fournies par l'écartomètre puis être guidé à partir de cette position jusqu'au point d'aboutissement, sans nécessiter l'utilisation d'une centrale de navigation performante, intégrée à l'aéronef.

Le positionnement de l'aéronef au point de capture peut être déterminé à partir de données de distance entre l'aéronef et un point de référence au sol aligné avec le point de retour et la position de l'écartomètre.

De telles données permettent de positionner l'aéronef le long de l'axe de référence s'étendant entre le point de retour- écartomètre (AE) et ainsi de savoir quand le point de capture B est atteint.

Lesdites données de distance peuvent être estimées à partir de mesures du temps
5 de propagation de paquets de données entre la station au sol et l'aéronef.

Lesdites données de distance peuvent être estimées à partir de mesures du temps de propagation aller de paquets de données entre la station au sol et l'aéronef, ladite station au sol et l'aéronef comprenant des horloges synchronisées.

La simple mesure d'un temps de propagation de paquets pouvant être transmis
10 entre l'aéronef et la station au sol pour d'autres besoins permet ainsi de déterminer si le point de capture est atteint, sans rendre nécessaire l'utilisation d'un système supplémentaire embarqué ou au sol, et donc en minimisant la consommation d'énergie par l'aéronef.

La détermination du positionnement de l'aéronef au point de capture peut
15 comprendre l'estimation de données de vitesse dudit aéronef et la détermination d'une distance parcourue par l'aéronef depuis le point de retour à partir desdites données de vitesse.

Le dispositif de traitement de données étant configuré pour être relié en outre à un système optronique comprenant un dispositif de capture d'images embarqué dans
20 l'aéronef et positionné selon l'axe de l'aéronef ainsi qu'un dispositif de traitement d'image, adapté au traitement desdites images, les données de vitesse dudit aéronef peuvent être estimées par ledit système optronique par mesure de vitesse de défilement du sol à l'aide d'images capturées par ledit dispositif de capture d'images et de données d'altitude fournies par l'altimètre.

25 L'aéronef peut ainsi déterminer son positionnement sur l'axe point de retour-écartomètre (AE) de manière autonome, avec une précision indépendante de la distance le séparant de l'écartomètre et de la station au sol.

Les données de vitesse dudit aéronef peuvent également être estimées par mesure d'un effet doppler engendré par le mouvement de l'aéronef sur des signaux
30 échangés entre l'aéronef et la station au sol.

La vitesse de l'aéronef peut ainsi être déterminée même en cas de conditions météorologiques défavorables cachant le sol.

Le dispositif de traitement de données étant configuré pour être relié en outre à un dispositif de capture d'images embarqué dans l'aéronef, le positionnement de l'aéronef au point de capture peut être déterminé par la détection d'un amer de position connue dans
5 au moins une image capturée par ledit dispositif de capture d'images.

Une telle détection permet de déterminer le positionnement de l'aéronef au point de capture B avec une incertitude réduite, la position de l'amer détecté pouvant être connue de manière très précise.

10 L'aéronef peut être guidé entre le point de retour et le point de capture selon une trajectoire prédéfinie rectiligne en direction de la position de l'écartomètre.

Une telle trajectoire permet de minimiser la distance parcourue et donc l'énergie consommée par l'aéronef pour parvenir au point de capture B.

15 L'aéronef peut être guidé entre le point de retour et le point de capture selon une trajectoire en zigzag ou en paliers.

Une telle trajectoire permet d'améliorer la précision de guidage de l'aéronef, en comparant les données de positionnement de l'aéronef vues par l'écartomètre et les valeurs correspondantes telles que déterminées par l'aéronef.

Le dispositif de traitement de données étant configuré pour être relié en outre à
20 une caméra embarquée dans l'aéronef, la phase d'assistance à l'atterrissage peut comprendre l'estimation d'une position du point d'aboutissement dans une image de la piste d'atterrissage capturée par la caméra et l'estimation d'une position de l'aéronef en fonction de ladite position du point d'aboutissement estimée dans l'image et de données d'altitude fournies par l'altimètre, et ledit guidage de l'aéronef du point d'accroche au point
25 d'aboutissement est réalisé en maintenant l'aéronef aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage.

Le guidage de l'aéronef peut ainsi être réalisé tout au long de l'atterrissage avec une incertitude plus faible que s'il était réalisé à partir des mesures de l'écartomètre. Cette précision accrue permet de guider de manière sûre l'aéronef entre le point d'accroche et
30 le point d'aboutissement et de le faire atterrir.

Le dispositif de traitement de données étant en outre configuré pour être relié à un émetteur-récepteur embarqué sur ledit aéronef et destiné à recevoir des signaux émis par au moins trois émetteurs-récepteurs positionnés au sol, la phase d'assistance à l'atterrissage peut comprendre l'estimation de données de position de l'aéronef à partir de données de distances entre l'émetteur-récepteur embarqué et lesdits au moins trois émetteurs-récepteurs au sol.

L'utilisation d'informations de distance entre l'aéronef et des points fixes au sol de position connue comme les émetteurs-récepteurs au sol permet de diminuer l'incertitude de la position de l'aéronef de façon à guider précisément l'aéronef jusqu'au point d'aboutissement.

Selon un deuxième aspect, l'invention concerne un produit programme d'ordinateur comprenant des instructions de code pour l'exécution du procédé selon le premier aspect lorsque ce programme est exécuté par un processeur.

Selon un troisième aspect, l'invention concerne un dispositif de traitement de données configuré pour la mise en œuvre du procédé d'assistance selon le premier aspect.

Selon un quatrième aspect, l'invention concerne un système d'assistance automatique à l'atterrissage d'un aéronef sur une piste d'atterrissage depuis un point de retour jusqu'à un point d'aboutissement au niveau duquel l'aéronef entre en contact avec la piste d'atterrissage comprenant :

- un altimètre configuré pour mesurer l'altitude de l'aéronef,
- un écartomètre positionné au niveau d'une station au sol et configuré pour mesurer par rapport à un point de référence un écart d'azimut de l'aéronef par rapport à une direction de référence reliant ledit point de retour et la position de l'écartomètre,
- le dispositif de traitement de données selon le troisième aspect.

Ledit système d'assistance selon le quatrième aspect peut comprendre en outre un système optronique comprenant un dispositif de capture d'images embarqué dans l'aéronef et configuré pour être relié au dispositif de traitement de données.

Ledit système d'assistance selon le quatrième aspect peut comprendre en outre une caméra et son dispositif de traitement d'images associé, configurés pour être reliés au dispositif de traitement de données.

Ledit système d'assistance selon le quatrième aspect peut comprendre en outre :

- au moins trois émetteurs-récepteurs positionnés au sol ;
 - un émetteur-récepteur configuré pour recevoir des signaux émis par lesdits au moins trois émetteurs-récepteurs positionnés au sol, embarqué sur ledit aéronef et configuré
- 5 pour être relié au dispositif de traitement de données.

De tels produit programme d'ordinateur, dispositif de traitement de données et système présentent les mêmes avantages que ceux évoqués pour le procédé selon le premier aspect.

10 PRESENTATION DES FIGURES

D'autres caractéristiques et avantages apparaîtront à la lecture de la description qui va suivre d'un mode de réalisation. Cette description sera donnée en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- 15 - la figure 1 illustre schématiquement un exemple de guidage à l'atterrissage d'un aéronef sur une piste d'atterrissage depuis un point de retour jusqu'à un point d'aboutissement selon un mode de mise en œuvre de l'invention;
- la figure 2 illustre les différents composants pouvant être compris dans un système d'assistance à l'atterrissage d'un aéronef selon l'invention ;
- 20 - la figure 3 illustre les deux liaisons reliant le dispositif de traitement de données à une station au sol ainsi que l'écartomètre compris dans le système d'assistance à l'atterrissage selon l'invention;
- la figure 4 illustre un système d'assistance à l'atterrissage d'un aéronef selon un mode de réalisation de l'invention ;
- 25 - la figure 5 est un diagramme schématisant un exemple de mise en œuvre du procédé d'assistance automatique à l'atterrissage d'un aéronef selon l'invention;
- la figure 6 illustre la phase d'assistance à l'atterrissage selon l'invention lorsque le système d'assistance est équipé d'une caméra;

- la figure 7 illustre le positionnement d'un réticule dans une image sur le point d'aboutissement ;
- la figure 8 est diagramme illustrant le calcul de données de position corrigées à partir de mesures transmises par l'écartomètre selon un mode de mise en œuvre de l'invention.

5

DESCRIPTION DETAILLEE

Un mode de réalisation de l'invention concerne un procédé d'assistance automatique à l'atterrissage d'un aéronef 1 sur une piste d'atterrissage depuis un point de retour A jusqu'à un point d'aboutissement D au niveau duquel l'aéronef entre en contact avec la piste d'atterrissage, comme représenté **en figure 1**.

Ce procédé est mis en œuvre par un dispositif de traitement de données 2, d'un système d'assistance à l'atterrissage 3, comme représenté en **figure 2**. Le système d'assistance à l'atterrissage 3 peut également comprendre un altimètre 4 embarqué à bord de l'aéronef et auquel le dispositif de traitement de données peut être relié.

En référence à la figure 1, les points suivants peuvent par ailleurs être définis:

- point de retour A : point à partir duquel l'aéronef est détecté par le système d'assistance à l'atterrissage 3. On notera que, dans l'invention, ce point est défini sans que sa position (altitude, distance, etc.) ne soit connue.

- point de capture B : point à partir duquel l'aéronef entre dans une phase d'alignement avec la piste pour atterrir.

- point d'accroche C : point aligné par rapport à l'axe de la piste par lequel doit passer l'aéronef avant d'atterrir.

L'altimètre 4 peut être un altimètre barométrique ou un altimètre laser. L'altimètre barométrique peut avoir une précision à 10 mètres et peut être recalé grâce à la valeur de la pression atmosphérique QNH qui est la pression barométrique corrigée des erreurs instrumentales, de température et de gravité et ramenée au niveau moyen de la mer (MSL ou Mean Sea Level). En pratique, la pression QNH peut être donnée en référence au seuil de la piste d'atterrissage, de sorte que l'altimètre affiche l'altitude géographique

30

du point d'aboutissement D lorsque l'aéronef se trouve sur le seuil de piste en question. L'altimètre laser peut avoir une précision à 0.2 mètres et être utilisé lorsque l'altitude est inférieure à 100 mètres.

L'aéronef 1 est par ailleurs équipé, de manière connue en soi, d'un pilote
5 automatique configuré pour maintenir en vol l'aéronef 1 selon un cap et une altitude définis.

Ce procédé propose de guider de façon sûre un aéronef tel qu'un drone, de manière autonome, depuis un point de retour éloigné jusqu'à la piste d'atterrissage, par exemple celle d'un aéroport ou une piste plus rudimentaire, et de faire atterrir l'aéronef sur
10 cette piste, malgré une indisponibilité du système de positionnement par satellite ou GNSS, en guidant tout d'abord l'aéronef vers un point prédéterminé, dit point de capture B, de position connue et relativement proche de la piste d'atterrissage grâce à un guidage de l'aéronef dans une direction de consigne, l'écart par rapport à ladite consigne étant déterminé et transmis par un système au sol à partir d'une mesure des données d'azimut
15 de l'aéronef par rapport à ce système au sol.

Pour cela, le dispositif de traitement de données 2 est susceptible d'être embarqué à bord de l'appareil et peut comprendre un calculateur et une interface de communication. Un tel calculateur embarqué peut consister en un processeur ou microprocesseur, de type x-86 ou RISC par exemple, un contrôleur ou microcontrôleur, un DSP, un circuit intégré
20 tel qu'un ASIC ou programmable tel qu'un FPGA, une combinaison de tels éléments ou tout autre combinaison de composants permettant de mettre en œuvre les étapes de calcul du procédé décrit ci-dessous. Une telle interface de communication peut être n'importe quelle interface, analogique ou numérique, permettant au calculateur d'échanger des informations avec les autres éléments du système d'assistance 3 tels que
25 l'altimètre 4. Une telle interface peut par exemple être une interface série RS232, une interface USB, Firewire, HDMI ou une interface réseau de type Ethernet ou encore tout type d'interface utilisée dans l'aéronautique.

Comme représenté en figure 2, le calculateur du dispositif de traitement de données 2 peut être relié à un système de contrôle de vol (SCV) 7. Le système de
30 contrôle de vol 7 peut être chargé de procéder au guidage effectif de l'aéronef dans la direction de référence à suivre, vers le point de capture B, à partir de données de guidage fournies par le calculateur du dispositif de traitement de données, fonctions des données d'attitude de l'aéronef, telles que le cap, le roulis et le tangage, déterminées par des capteurs intégrés au SCV, et de données d'écarts d'azimut fournies par le système au sol

mentionné ci-dessus. Pour cela le système de contrôle de vol peut transmettre des consignes aux organes de pilotage de l'aéronef tels que les actionneurs électriques, hydrauliques ou hybrides actionnant les gouvernes 8 ou la manette des gaz 9. L'aéronef est ainsi guidé par un asservissement sur une consigne de direction vers ledit point de capture B.

Le dispositif de traitement de données 2 peut être relié à une station au sol, généralement placée à proximité de l'aéroport ou de la piste d'atterrissage, via deux liaisons comme représenté en **Figure 3** :

- 10 - une liaison 11 dite « contrôle/commande » C2 radioélectrique et bidirectionnelle dans une bande du spectre électromagnétique comprise entre 3 et 6 GHz qui permet l'échange de messages de contrôle et de commande entre la station sol et l'aéronef. Les signaux transmis sont modulés à l'aide d'une modulation mono-porteuse et sont émis/reçus au moyen d'une antenne omnidirectionnelle montée sur une tête de mât au niveau de la station au sol ;
- 15 - une liaison de données mission 12 M radioélectrique et bidirectionnelle dans une bande du spectre électromagnétique comprise entre 10 et 15 GHz qui permet l'échange des flux de données générées par les différents capteurs embarqués. Les signaux transmis sont modulés à l'aide d'une modulation multi-porteuses et sont émis/reçus au moyen d'une antenne directionnelle telle qu'une parabole, montée en tête de mât.

20 Le système d'assistance à l'atterrissage 3 comprend également un écartomètre 13. Un tel écartomètre est un système au sol, relié à l'antenne directionnelle de la station au sol utilisée pour la liaison de mission 12. L'écartomètre est configuré pour mesurer de manière continue la direction dans laquelle se trouve l'aéronef, c'est-à-dire l'azimut de l'aéronef par rapport à une direction de référence, par exemple le nord. L'écartomètre
25 peut également mesurer l'élévation de l'aéronef par rapport à un plan de référence, par exemple un plan tangent au sol. L'azimut et l'élévation de l'aéronef sont mesurés par rapport à un point de référence, par exemple par rapport à la position de l'antenne directionnelle montée en tête de mat. Ce point de référence est appelé position de l'écartomètre dans le reste de ce document et est noté E. L'écartomètre peut mesurer ces
30 angles à partir de l'orientation de l'antenne directionnelle fournie par un dispositif électromécanique positionneur d'antenne configuré pour positionner en gisement et en site l'antenne directionnelle de façon à la faire pointer vers l'aéronef pour maximiser la qualité de la liaison.

Le procédé propose d'utiliser ces données d'azimut déterminées par l'écartomètre pour guider l'aéronef en direction de la position de l'écartomètre. Plus précisément, la direction à faire suivre à l'aéronef fait l'objet d'un asservissement en boucle fermée : l'écartomètre peut mesurer et transmettre à l'aéronef un écart entre ces données d'azimut mesurées et un azimut à suivre correspondant à la direction AE reliant le point de retour A et la position de l'écartomètre E. A partir de ces données d'écart d'azimut, le calculateur du dispositif de traitement de données détermine des données de guidage et les transmet au système de contrôle de vol, puis le système de contrôle de vol de l'aéronef peut orienter celui-ci afin d'annuler cet écart et de guider l'aéronef vers la position de l'écartomètre E.

Cette étape de procédé permet donc un guidage relatif de l'aéronef, sans qu'il soit nécessaire de le géo-localiser en déterminant, dans une étape préalable, la position du point de retour A, la position du nord magnétique ou la position de la piste d'atterrissage comme cela est proposé dans l'art antérieur. Le procédé de l'invention est donc plus simple et permet de s'affranchir du calibrage préalable du système. Il suffit en effet de détecter l'aéronef pour démarrer le guidage. En outre, l'utilisation de l'axe (AE) comme direction de référence permet de s'affranchir de l'utilisation d'une centrale de navigation embarquée.

Dans un mode de réalisation, l'élévation de l'aéronef est traitée comme son azimut. L'écartomètre peut également transmettre à l'aéronef un écart d'élévation entre l'élévation mesurée de l'aéronef et une élévation de référence correspondant à l'élévation dans la direction AE mesurée lors du positionnement de l'aéronef au point de retour A. L'utilisation d'un tel écart d'élévation par le système de contrôle de vol entraîne dans ce cas une diminution progressive de l'altitude de l'aéronef au fur et à mesure de l'avancée de celui-ci vers la position de l'écartomètre.

Dans un second mode de réalisation, seules les mesures d'écart d'azimut sont employées pour le guidage de l'aéronef, réalisé à altitude constante en fonction des mesures de l'altimètre de l'aéronef.

Dans un troisième mode de réalisation, les mesures d'azimut et d'élévation sont employées pour le guidage mais l'altitude de l'aéronef est maintenue constante en faisant varier au cours du temps l'élévation de référence utilisée pour les mesures d'écart d'élévation.

Dans un dernier mode de réalisation, un guidage similaire au premier mode de réalisation est mis en œuvre jusqu'à ce que l'aéronef ait atteint une altitude minimum, à partir de laquelle le guidage est réalisé à altitude constante.

5 Dans les différents modes de mise en œuvre décrits ci-dessous, les données d'altitude de l'aéronef fournies par l'altimètre peuvent être corrigées si nécessaire afin de correspondre à l'altitude relative de l'aéronef par rapport à un point de référence, par exemple par rapport à l'altitude de l'écartomètre. Ceci permet par exemple de s'affranchir des variations d'altitude du terrain survolé par l'aéronef.

10 L'aéronef peut être guidé dans cette direction jusqu'à ce qu'il soit positionné à un point de capture B de position connue relativement proche de la piste d'atterrissage. Dans un mode de réalisation le point de capture B est approximativement aligné avec le point de retour A et la position de l'écartomètre E, lorsque l'azimut à suivre par l'aéronef est aligné avec l'axe AE. Alternativement, l'azimut à suivre peut être écarté de l'axe AE et le point de capture B sera alors distant de cet axe et non aligné avec le point de retour A et
15 la position de l'écartomètre E.

A partir de ce point de capture B de position connue, une trajectoire prédéfinie peut être imposée à l'aéronef de façon à l'amener à un point d'accroche C prédéterminé approximativement aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage, avec une direction de propagation de l'aéronef également alignée avec l'axe de la piste. Le point d'accroche C
20 peut être situé en périphérie d'une zone d'accroche centrée sur le point d'aboutissement D ou sur la position de l'écartomètre E et de rayon prédéterminé, comme représenté en Figure 1. A titre d'exemple, une telle zone d'accroche peut présenter un rayon inférieur ou égal à 5 km.

25 Le système d'assistance à l'atterrissage 3 peut également comprendre un ou plusieurs systèmes supplémentaires permettant de détecter le positionnement de l'aéronef au point de capture B.

Le système d'assistance à l'atterrissage peut ainsi comprendre un système optronique 6 comprenant un dispositif de capture d'image 14 embarqué à bord de
30 l'aéronef et un dispositif de traitement d'image 19 adapté au traitement desdites images, relié au dispositif de traitement 2. Le dispositif de traitement d'image est configuré pour pouvoir détecter tout type d'objet de caractéristiques déterminées (caractéristiques

géométriques, caractéristiques lumineuses, signature thermique, etc) et en définir une position angulaire par rapport à un axe de référence (par exemple par rapport à l'axe de mouvement de l'avion passant par le centre de l'image capturée ou toute position définie dans cette image). Ce dispositif de capture et son dispositif de traitement d'images associé peut être employé pour détecter un repère au sol situé au point de capture B ou à proximité de celui-ci. Un tel repère au sol est appelé amer et peut par exemple consister en un bâtiment, un marquage ou repère géographique tel qu'un croisement de routes. La détection de ce repère dans les images capturées par le dispositif de capture d'image permet de déterminer à quel moment l'aéronef est situé approximativement au point de capture B. Le champ de vision du dispositif de capture d'image n'est pas nécessairement centré sur l'axe de déplacement de l'aéronef. L'angle entre l'axe de déplacement de l'aéronef et l'axe reliant le dispositif de capture d'images et un point prédéterminé des images capturées par le dispositif, par exemple leur centre, peut être déterminé par construction ou par calibrage afin de connaître la direction de propagation de l'aéronef par rapport aux images capturées par ce dispositif. Cette direction peut être matérialisée dans les images capturées si elle fait partie du champ de vision du dispositif et est connue du dispositif de traitement d'images.

Le positionnement de l'aéronef au point de capture B peut également être déterminé à partir d'une mesure de distance entre l'aéronef et un point de référence au sol aligné avec le point de retour A et la position de l'écartomètre E. Ce point de référence au sol peut par exemple être la position de l'écartomètre E elle-même. Les données de distance entre l'aéronef et la position de l'écartomètre peuvent être déterminées par la station au sol, en fonction du temps de transmission d'un signal entre la station au sol et l'aéronef ou bien encore à l'aide d'un autre système tel qu'un radar, puis ces données de distance peuvent être transmises à l'aéronef par le biais de la liaison de contrôle/commande 11. Alternativement, comme représenté en figure 2, l'aéronef peut estimer lui-même la distance le séparant de la station au sol. Le système d'assistance 3 peut alors comprendre un module d'estimation de distance 5 embarqué à bord de l'aéronef et chargé d'estimer la distance entre l'aéronef et la station au sol. Ce module peut être intégré au dispositif de traitement 2. Le module d'estimation de distance peut estimer cette distance par une mesure du temps de propagation d'au moins un paquet de données entre l'aéronef et la station au sol sur la liaison de contrôle/commande 11 ou sur la liaison de mission 12. Alternativement le module d'estimation de distance peut intégrer ou être relié à un émetteur-récepteur supplémentaire embarqué dédié à l'échange de paquets de données avec la station au sol pour la mesure de la distance entre l'aéronef et

la station ; le module d'estimation de distance peut alors estimer cette distance par une mesure du temps de propagation d'au moins un paquet de données entre l'aéronef et la station au sol par le biais de cet émetteur-récepteur supplémentaire. Les paquets de données transmis entre l'aéronef et la station au sol peuvent être horodatés de façon à ce qu'un temps de propagation en aller simple puisse être déterminé entre l'aéronef et la station au sol. L'aéronef peut alors embarquer une horloge synchronisée avec une horloge de la station au sol.

Le positionnement de l'aéronef au point de capture B peut également être déterminé par le calcul, à partir de données de vitesses de l'aéronef par rapport au sol, de la distance parcourue par l'aéronef depuis le point de retour A. Ces données de vitesses peuvent être obtenues par le biais du système optronique 6 ou bien par une mesure de vitesse par un autre équipement embarqué décrit ci-dessus, par exemple par une mesure d'effet doppler sur les ondes électromagnétiques échangées sur une des deux liaisons de données, ou bien encore par une mesure de vitesse par un ou plusieurs dispositifs additionnels dédiés embarqué sur l'aéronef. Par exemple une sonde pitot peut être utilisée pour mesurer la vitesse relative de l'aéronef par rapport à l'air ambiant, un autre capteur, situé par exemple au niveau de la station sol, peut être employé pour mesurer la vitesse du vent et ces deux mesures peuvent être combinées pour estimer la vitesse de l'aéronef par rapport au sol.

20

Le système d'assistance à l'atterrissage 3 peut comprendre un système de positionnement supplémentaire dédié au guidage de l'aéronef dans la zone d'accroche lors d'une phase d'atterrissage jusqu'au point d'aboutissement.

Dans un premier mode de réalisation, le système d'assistance à l'atterrissage 3 comprend une caméra 10 embarquée à bord de l'aéronef à laquelle le dispositif de traitement d'image peut être relié. Une telle caméra peut être une caméra panoramique infrarouge par exemple de type SWIR (« Short Wave Infrared Range », de longueur d'onde entre 0.9 et 1.7 microns), MWIR (« Medium Wave Infrared Range ») ou LWIR (« Long Wave Infrared Range »). Elle peut aussi fonctionner dans le spectre visible. Cette caméra 10 peut être confondue avec le dispositif de capture d'image 14 ou bien en être distinct. Le flux vidéo acquis par la caméra est transmis d'une part au dispositif de traitement d'image 19 de façon à repérer la piste d'atterrissage et à déterminer, via le dispositif de traitement 2, la position de l'aéronef par rapport à celle-ci lors de l'atterrissage, et d'autre part à la station au sol au moyen de la liaison « mission ». Dans

un mode de réalisation la caméra consiste en un système de capture d'image pouvant comprendre plusieurs champs optiques, plusieurs bandes spectrales de détection voire plusieurs capteurs d'image en fonctions des missions qui lui sont assignées. Le système de traitement d'images est configuré pour pouvoir combiner et analyser toutes ses images
5 selon des procédés connus.

Dans un deuxième mode de réalisation représenté en **figure 4**, le système d'assistance à l'atterrissage 3 comprend au moins un émetteur-récepteur positionné au sol et un émetteur-récepteur embarqué 15 sur l'aéronef et configuré pour être relié au dispositif de traitement de données 2. De tels émetteurs-récepteurs peuvent être des
10 balises radioélectriques ULB (Ultra large bande). En échangeant des signaux avec le ou les émetteurs-récepteurs au sol, l'émetteur-récepteur embarqué est capable de déterminer la distance le séparant de chacun des émetteurs-récepteurs au sol, par exemple par une mesure du temps de transmission aller-retour d'un signal. L'émetteur-récepteur embarqué est également configuré pour transmettre ces distances au dispositif
15 de traitement 2. Connaissant les positions des émetteurs-récepteurs au sol, le dispositif de traitement 2 peut alors déterminer une position de l'aéronef corrigée à partir des données d'azimut et d'élévation transmises par l'écartomètre et les données de distance fournies par l'émetteur-récepteur embarqué. En pratique, une position de l'aéronef peut être estimée de cette manière à l'aide d'au moins quatre émetteurs-récepteurs ou bien
20 d'au moins trois émetteurs récepteurs plus une information d'altitude de l'aéronef fournie par l'altimètre.

Les étapes du procédé sont décrites plus en détail dans les paragraphes suivants, en référence à la **figure 5**.

25 Le procédé peut comprendre une phase d'assistance à la navigation retour P1 au cours de laquelle le dispositif de traitement réalise le guidage de l'aéronef le long d'une trajectoire prédéfinie du point de retour A jusqu'au point d'accroche C prédéterminé approximativement aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage, à partir de données d'altitude fournies par l'altimètre 4, de données de cap et de vitesse de l'aéronef et de
30 données d'écart (notamment d'azimut et le cas échéant d'élévation) transmises par l'écartomètre.

Le procédé peut également comprendre une phase d'assistance à l'atterrissage P2 au cours de laquelle le dispositif de traitement réalise le guidage de l'aéronef du point d'accroche C au point d'aboutissement D situé sur la piste d'atterrissage.

La phase d'assistance à la navigation P1 peut comprendre une première étape de guidage E1 de l'aéronef du point de retour A en direction de la position de l'écartomètre E, à partir de mesures d'écart d'azimut par rapport à une direction de référence transmises par l'écartomètre. Pour cela, la direction AE reliant le point de retour A et la position de l'écartomètre E peut être prise comme direction de référence et la mesure de l'azimut réel de l'aéronef mesurée à chaque instant par l'écartomètre peut être utilisée par celui-ci pour déterminer à chaque instant l'écart entre l'azimut mesuré et la direction de référence. L'écartomètre peut ensuite à chaque instant transmettre au dispositif de traitement de données par l'intermédiaire d'une des liaisons de données l'écart d'azimut calculé. Le dispositif de traitement peut alors à chaque instant guider l'aéronef de façon à annuler cet écart, faisant ainsi suivre à l'aéronef la direction de référence le dirigeant vers la position de l'écartomètre E. Cette première étape de guidage E1 peut comprendre une détermination du positionnement de l'aéronef au point de capture prédéterminé B approximativement aligné avec le point de retour A et la position de l'écartomètre E. Le dispositif de traitement peut ainsi déterminer à quel moment l'aéronef, dont la position réelle est inconnue depuis son départ du point de retour A, atteint le point de capture B de position connue.

Comme expliqué ci-dessus, le positionnement de l'aéronef au point de capture B peut être déterminé à partir de données de distance entre l'aéronef 1 et un point de référence au sol aligné avec le point de retour A et la position de l'écartomètre E, tel que le point E lui-même. Les positions de l'écartomètre E et du point de capture B étant connues, et l'aéronef étant aligné avec ces deux points, le dispositif de traitement peut à partir des données de distance entre l'aéronef et l'écartomètre déduire la distance entre l'aéronef et le point de capture B. Lorsque cette distance est nulle, l'aéronef est situé au point de capture B, aux incertitudes des mesures près.

Ces données de distance peuvent être reçues par une des liaisons radioélectrique bidirectionnelles en provenance de la station au sol. Ces données de distance peuvent également être déterminées par le dispositif de traitement lui-même, à partir de mesures du temps de propagation aller simple ou aller-retour entre l'aéronef et la station au sol.

Alternativement, ces données de distance peuvent être déterminées en déterminant une position de l'aéronef à partir d'une variation contrôlée d'azimut de

l'aéronef, ou d'élévation de l'aéronef lorsque celui-ci est suffisamment proche de la station au sol. Une telle variation contrôlée peut être induite par un télépilote situé dans la station au sol. Pour cela, l'aéronef peut par exemple effectuer une variation d'altitude prédéterminée, contrôlée à l'aide des mesures de l'altimètre. Une telle variation entraîne
5 une variation d'élévation dans les données de mesure obtenues par l'écartomètre. Cette variation permet de déterminer la position de l'aéronef et donc la distance à laquelle l'aéronef se trouve de la position de l'écartomètre E.

La détermination du positionnement de l'aéronef au point de capture B peut
10 comprendre l'estimation de données de vitesse dudit aéronef et la détermination d'une distance parcourue par l'aéronef depuis le point de retour A à partir desdites données de vitesse, par exemple en réalisant leur intégration au cours du déplacement de l'aéronef. Les positions du point de retour A et du point de capture B étant connues, et l'aéronef étant aligné avec ces deux points, le dispositif de traitement peut à partir des données de
15 distance entre l'aéronef et le point de retour A déduire la distance entre l'aéronef et le point de capture B. Lorsque cette distance est nulle, l'aéronef est situé au point de capture B, aux incertitudes des mesures près.

Les données de vitesse de l'aéronef peuvent être estimées par le système
optronique 6 par mesure de la vitesse de défilement du sol à l'aide d'images capturées
20 par le dispositif de capture d'images et de données d'altitude fournies par l'altimètre.

Les données de vitesse de l'aéronef peuvent également être estimées par mesure d'un effet doppler engendré par le mouvement de l'aéronef. Par exemple, le dispositif de traitement de données peut mesurer un décalage en fréquence induit par le déplacement de l'aéronef dans les signaux reçus sur une des deux liaisons de données en provenance
25 de la station au sol et de l'écartomètre.

Les données de vitesse de l'aéronef peuvent également être mesurées par un autre système embarqué tel que des sondes pitot. De telles sondes ne mesurant que la vitesse de l'aéronef par rapport à l'air ambiant et pouvant ainsi ne pas refléter fidèlement la vitesse de l'aéronef par rapport au sol en cas de vent, ces données peuvent être
30 complétées par des informations de vitesse des vents ambiants le long de la trajectoire suivie par l'aéronef. Ces informations de vitesse peuvent être déterminées par une station météo, intégrée à la station au sol selon des procédés connus.

La détermination du positionnement de l'aéronef au point de capture B peut par ailleurs être déterminée par la détection d'un amer de position connue dans au moins une image capturée par ledit dispositif de capture d'images, comme expliqué ci-dessus, complétée des données d'altitude de l'aéronef fournies par l'altimètre. Le dispositif de capture d'image peut également être employé pour détecter un amer de position connue bien avant que l'aéronef n'arrive à proximité du point de capture B, au cours du trajet depuis le point de retour. Une telle détection peut être employée pour vérifier, et corriger si nécessaire, la distance entre la position courante de l'aéronef et le point de capture B déterminée par un des moyens décrits ci-dessus.

Un tel amer permettant de déterminer le positionnement de l'aéronef au point de capture B peut être la position E de l'écartomètre elle-même. Au cours de la première étape de guidage E1, l'aéronef se dirige en effet vers la position de l'écartomètre E qui se situe donc dans l'axe de propagation de l'aéronef et dans le champ de vision du système optronique. Le système optronique est capable de détecter dans les images du dispositif de capture d'image l'écartomètre à une distance d'environ 1 à 2 km. L'écartomètre étant généralement situé à proximité de la piste d'atterrissage, l'aéronef se trouve alors à une distance comparable de celle-ci et adaptée pour mettre en œuvre un mouvement prédéfini jusqu'au point d'accroche C de façon à aligner l'aéronef avec l'axe de la piste d'atterrissage. Le point d'accroche C peut également être confondu avec la position de l'écartomètre E si celui-ci est approximativement aligné avec l'axe de la piste.

Dans les différents modes de détermination du positionnement de l'aéronef au point de capture B faisant intervenir le système optronique, celui-ci peut exploiter des images issues de la caméra, par exemple en cas de panne du dispositif de capture d'image 14.

Lors d'une telle détermination du positionnement de l'aéronef au point de capture B en fonction de la position de l'écartomètre E, la connaissance des coordonnées géographiques absolues du point de capture B, du point d'accroche C et de la position de l'écartomètre E n'est pas nécessaire. La connaissance des positions relatives de ces points entre eux et par rapport à la piste d'atterrissage est suffisante pour guider efficacement l'aéronef de manière relative par rapport à la piste et le positionner correctement pour son atterrissage. Ceci peut être particulièrement intéressant lorsque la piste d'atterrissage est provisoire et que les conditions, telle qu'une absence de signal GPS par exemple, rendent délicat le positionnement précis de la piste. De plus, aucun

autre point de référence n'est nécessaire pour permettre le bon fonctionnement du système optronique et du guidage de l'aéronef.

La détermination du positionnement de l'aéronef au point de capture B peut enfin
5 être déterminée en déterminant des données de position de l'aéronef comme la longitude et la latitude. Les données de positionnement par satellite étant indisponibles, la position de l'aéronef peut être déterminée à partir de :

- l'azimut mesuré par l'écartomètre, et
- de deux données parmi :

- 10 ○ l'élévation de l'aéronef mesurable par l'écartomètre,
- la distance entre l'aéronef et l'écartomètre, déterminée comme indiquée ci-dessus,
- l'altitude de l'aéronef par rapport à l'écartomètre obtenue à partir des mesures de l'altimètre.

15 Le calcul des données de position à l'aide de mesures transmises par l'écartomètre peut être réalisé en coordonnées polaires centrées sur la position de l'écartomètre E, puis les données de position de l'aéronef obtenues peuvent être converties en coordonnées cartésiennes sous forme de longitude et de latitude.

A l'issue de la première étape de guidage E1, l'aéronef est ainsi positionné au
20 point de capture B. La phase d'assistance à la navigation retour P1 peut alors comprendre une deuxième étape de guidage E2 de l'aéronef le long d'une trajectoire prédéfinie du point de capture B jusqu'au point d'accroche C approximativement aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage. Le long de cette trajectoire prédéfinie, l'aéronef peut être dévié de la trajectoire théorique à suivre par le vent. Afin de corriger la position de
25 l'aéronef pour le maintenir sur la trajectoire prédéfinie, le guidage de l'aéronef peut être réalisé à partir de données d'altitude fournies par l'altimètre et de données de cap et de vitesse de l'aéronef. Le guidage peut aussi être amélioré en tenant compte des données météorologiques locales, telles que les données du vent, ou encore en recalant ponctuellement ou continument l'aéronef par rapport à un amer particulier, par exemple le
30 point d'aboutissement D ou la position de l'écartomètre E. En particulier, le guidage de l'aéronef peut être réalisé en en gardant visible cet amer dans les images capturées par le

système optronique à une position angulaire définie en fonction de la progression le long de la trajectoire entre le point de capture B et le point d'accroche C.

5 Au cours de cette première étape de guidage E1, la trajectoire prédéfinie suivie par l'aéronef entre le point de retour A et le point de capture B peut être rectiligne en direction de la position de l'écartomètre, minimisant ainsi la distance parcourue et l'énergie consommée pour parvenir au point de capture B.

10 Alternativement, la trajectoire prédéfinie suivie par l'aéronef entre le point de retour A et le point de capture B peut être en zigzag ou en paliers. Une telle trajectoire permet alors de faire varier légèrement l'orientation de la position de l'antenne directionnelle de la station au sol et donc de réduire l'incertitude sur l'azimut et/ou l'élévation mesurés par l'écartomètre.

15 Les étapes décrites ci-dessus permettent d'obtenir la position de l'aéronef avec une précision suffisante pour faire parvenir l'aéronef dans l'alignement de la piste jusqu'au point d'accroche C. Néanmoins la précision obtenue peut s'avérer insuffisante pour guider l'aéronef jusqu'au point d'aboutissement et le faire atterrir sur la piste d'atterrissage. Avec une incertitude de positionnement insuffisante, l'aéronef risque d'être guidé à côté de la piste. Il peut donc être souhaitable d'obtenir la position de l'aéronef avec une précision
20 accrue garantissant un atterrissage sûr.

 Dans un premier mode de réalisation, représenté en figure 5 et en **figure 6**, la phase d'assistance à l'atterrissage P2, au cours de laquelle l'aéronef est guidé du point d'accroche C au point d'aboutissement D, peut exploiter les images de la piste d'atterrissage et du point d'aboutissement D fournies par la caméra 10 embarquée à bord
25 de l'aéronef. Pour cela, la phase d'assistance à l'atterrissage P2 peut comprendre une étape de traitement d'image E3 au cours de laquelle la position du point d'aboutissement D est estimée dans une ou plusieurs images parmi le flux d'images de la piste d'atterrissage successivement capturées par la caméra. Cette étape peut être mise en œuvre de manière répétée tout au long de l'approche de l'aéronef vers la piste et de son
30 atterrissage.

 Cette détection du point d'aboutissement dans une image peut être entièrement automatique si le point d'aboutissement est facilement détectable dans l'image, par

exemple si le point d'aboutissement est matérialisé sur la piste d'atterrissage par un repère au sol, ou bien si la piste elle-même est repérable par la présence au sol d'un ou plusieurs repères tels que des marquages ou des lumières visibles dans la bande spectrale de système optronique. La position du point d'aboutissement dans l'image peut
5 alors être déterminée par des techniques connues de reconnaissance de forme ou d'image.

Alternativement, la position du point d'aboutissement dans une image peut être spécifiée par un opérateur humain dans une première image, par le biais de la liaison contrôle/commande 11, par exemple en positionnant dans l'image un réticule de visée sur
10 le point d'aboutissement, comme représenté en **figure 7**. Puis, le dispositif de traitement peut assurer le pistage (« tracking ») de la position du point d'aboutissement pointée par le réticule dans les images fournies ultérieurement par la caméra embarquée, et ajuster automatiquement la position du réticule pour le maintenir centré sur le point d'aboutissement. Une telle initiation manuelle du pistage peut être nécessaire lorsque le
15 marquage de la piste d'atterrissage ou du point d'aboutissement est insuffisant pour une détection automatique, ou lorsque les conditions de vol (vol de nuit, pluie, brouillard...) ne permettent pas une telle détection automatique. Si nécessaire, l'opérateur peut corriger le pistage de position en ajustant manuellement une ou plusieurs fois la position du réticule dans l'image courante afin que le réticule reste bien positionné sur le point
20 d'aboutissement dans les images successives traitées. Pour faciliter le pistage automatique de la position du point d'aboutissement, des sources lumineuses visibles ou infrarouges, adaptées au spectre de détection du système de capture d'image peuvent être disposées de part et d'autre de la piste d'atterrissage à hauteur du point d'aboutissement.

La phase d'assistance à l'atterrissage P2 peut également comprendre une première étape de détermination de position E4 au cours de laquelle la position de l'aéronef est estimée en fonction de la position du point d'aboutissement estimée dans l'image lors de l'étape de traitement d'image E3. Cette estimation nécessite également des données d'altitude de l'aéronef fournies par l'altimètre et les coordonnées du point
30 d'aboutissement qui peuvent être fournies par la station au sol par l'intermédiaire de la liaison contrôle/commande 11. A l'issue de la première étape de détermination de position E4, le dispositif de traitement dispose d'une position de l'aéronef, par exemple sous forme de longitude et de latitude. Cette position peut être alors employée pour réaliser le guidage de l'aéronef jusqu'à son atterrissage au point d'aboutissement D lors d'une
35 troisième étape de guidage E6 au cours de laquelle le guidage de l'aéronef du point

d'accroche C au point d'aboutissement D est réalisé en maintenant l'aéronef aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage. Les données de position de l'aéronef obtenues à l'issue de la première étape de détermination de position E4 peuvent être filtrées à l'aide d'un filtre de Kalman lors d'une étape de filtrage E5 afin d'affiner l'estimation de la position de l'aéronef avant d'utiliser cette position pour réaliser le guidage de l'aéronef lors de la troisième étape de guidage E6.

Un exemple non limitatif de mode de mise en œuvre de la première étape de détermination de position E4 sera donné dans les paragraphes suivants. Alternativement d'autres modes de mise en œuvre bien connus de l'Homme du Métier pourraient être mis en œuvre. Comme représenté en figure 5, la première étape de détermination de position E4 peut comprendre une étape de calcul de ligne de visée E41 au cours de laquelle la ligne de visée de l'aéronef au point d'aboutissement D est déterminée dans le repère terrestre centré.

Cette détermination peut être réalisée à partir de :

- (D_L , D_G , D_z) la position du point d'aboutissement D fournie par la station au sol,
- (D_H , D_V) les abscisse et ordonnée du point d'aboutissement pointé par le réticule dans l'image de la caméra embarquée obtenues à l'issue de l'étape de traitement d'image E3, par exemple par rapport au coin supérieur gauche de l'image,
- (C_ϕ , C_θ , C_ψ) les angles de positionnement de la caméra embarquée dans un repère attaché à l'aéronef,
- (C_{AOH} , C_{AOV}) les angles horizontal et vertical d'ouverture de la caméra,
- (C_{RH} , C_{RV}) les résolutions horizontale et verticale de la caméra,
- (A_ϕ , A_θ , A_ψ) les angles de roulis, tangage et cap de l'aéronef fournis par la centrale inertielle,
- A_z l'altitude de l'aéronef fournie par l'altimètre.

On note par ailleurs :

- Cazimut et Celevation l'azimut et l'élévation de l'aéronef dans le repère de la caméra
- RT le rayon terrestre

- V_x : vecteur associé à la ligne de visée dans le repère caméra
- V_y : vecteur associé à la 1ère normale à la ligne de visée dans le repère caméra
- V_z : vecteur associé à la 2ème normale à la ligne de visée dans le repère caméra
- W_x : vecteur associé à la ligne de visée dans le repère terrestre centré
- 5 • W_y : vecteur associé à la 1ère normale à la ligne de visée dans le repère terrestre centré
- W_z : vecteur associé à la 2ème normale à la ligne de visée dans le repère terrestre centré

10 L'étape de calcul de ligne de visée E41 peut alors comprendre les opérations suivantes :

- détermination de l'angle élémentaire associé à un pixel

$$A_H = \frac{C_{AOH}}{C_{RH}}$$

$$A_V = \frac{C_{AOV}}{C_{RV}}$$

- détermination de la position angulaire de la ligne de visée par rapport à l'axe de la caméra,

$$C_{azimut} = D_H \cdot A_H - \frac{C_{AOH}}{2}$$

$$C_{élévation} = D_V \cdot A_V - \frac{C_{AOV}}{2}$$

- détermination de la ligne de visée dans le repère de la caméra :

15 Vecteur associé à la ligne de visée vers le point d'aboutissement :

$$V_x = \begin{pmatrix} \cos(C_{azimut}) \cos(C_{élévation}) \\ \sin(C_{azimut}) \cos(C_{élévation}) \\ \sin(C_{élévation}) \end{pmatrix}$$

Vecteur associé à la première normale à la ligne de visée vers le point d'aboutissement :

$$V_y = \begin{pmatrix} -\sin(C_{azimut}) \\ \cos(C_{azimut}) \\ 0 \end{pmatrix}$$

Vecteur associé à la deuxième normale à la ligne de visée vers le point d'aboutissement :

$$V_z = V_x \wedge V_y$$

- constitution d'une matrice de passage du repère de la caméra au repère de l'aéronef :

$$MP_{C \rightarrow A} = \begin{pmatrix} \cos(C_\theta) \cos(C_\psi) & \sin(C_\theta) \sin(C_\varphi) \cos(C_\psi) - \sin(C_\psi) \cos(C_\varphi) & \cos(C_\psi) \sin(C_\theta) \cos(C_\varphi) + \sin(C_\varphi) \sin(C_\psi) \\ \cos(C_\theta) \sin(C_\psi) & \sin(C_\theta) \sin(C_\varphi) \sin(C_\psi) + \cos(C_\psi) \cos(C_\varphi) & \sin(C_\theta) \cos(C_\varphi) \sin(C_\psi) - \sin(C_\varphi) \cos(C_\psi) \\ -\sin(C_\theta) & \cos(C_\theta) \sin(C_\varphi) & \cos(C_\theta) \cos(C_\varphi) \end{pmatrix}$$

5

- constitution d'une matrice de passage du repère de l'aéronef au repère terrestre local du point d'aboutissement :

$$MP_{A \rightarrow RTL} = \begin{pmatrix} \cos(A_\theta) \cos(A_\psi) & \sin(A_\theta) \sin(A_\varphi) \cos(A_\psi) - \sin(A_\psi) \cos(A_\varphi) & \cos(A_\psi) \sin(A_\theta) \cos(A_\varphi) + \sin(A_\varphi) \sin(A_\psi) \\ \cos(A_\theta) \sin(A_\psi) & \sin(A_\theta) \sin(A_\varphi) \sin(A_\psi) + \cos(A_\psi) \cos(A_\varphi) & \sin(A_\theta) \cos(A_\varphi) \sin(A_\psi) - \sin(A_\varphi) \cos(A_\psi) \\ -\sin(A_\theta) & \cos(A_\theta) \sin(A_\varphi) & \cos(A_\theta) \cos(A_\varphi) \end{pmatrix}$$

- constitution d'une matrice de passage du repère terrestre local du point d'aboutissement au repère terrestre centré :

10

$$MP_{RTL \rightarrow RTC} = (x_t \quad y_t \quad -u_t)$$

$$u_t = \begin{pmatrix} \cos(D_L) \cos(D_G) \\ \cos(D_L) \sin(D_G) \\ \sin(D_L) \end{pmatrix}$$

$$y_t = \frac{\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \wedge u_t}{\left\| \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \wedge u_t \right\|} = \frac{1}{|\cos(D_L)|} \begin{pmatrix} -\cos(D_L) \sin(D_G) \\ \cos(D_L) \cos(D_G) \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$x_t = u_t \wedge y_t = \frac{1}{|\cos(D_L)|} \begin{pmatrix} -\sin(D_L) \cos(D_L) \cos(D_G) \\ -\sin(D_L) \cos(D_L) \sin(D_G) \\ (\cos(D_L))^2 \end{pmatrix}$$

- calcul de la matrice de passage du repère de la caméra au repère terrestre centré :

$$MP_{C \rightarrow RTC} = MP_{RTL \rightarrow RTC} \cdot MP_{A \rightarrow RTL} \cdot MP_{C \rightarrow A}$$

- détermination de la ligne de visée (W_x, W_y, W_z) dans le repère terrestre centré.

5 Vecteur associé à la ligne de visée dans le repère terrestre centré :

$$W_x = MP_{C \rightarrow RTC} \cdot V_x$$

Vecteur associé à la 1^{ère} normale à la ligne de visée vers le point d'aboutissement :

$$W_y = MP_{C \rightarrow RTC} \cdot V_y$$

Vecteur associé à la 2^{ème} normale à la ligne de visée vers le point d'aboutissement :

$$W_z = MP_{C \rightarrow RTC} \cdot V_z$$

La première étape de détermination de position E4 peut ensuite comprendre une étape de calcul de position E42 au cours de laquelle :

- 10
- sont déterminées les équations :
 - du plan ayant pour normale u_t tangent au point résultant de la projection du point d'aboutissement à l'altitude de l'aéronef,
 - du plan engendré par (W_x, W_z) , de normale W_y et passant par (D_L, D_G, D_Z) .
 - du plan engendré par (W_x, W_y) , de normale W_z et passant par (D_L, D_G, D_Z) .
- 15
- les coordonnées de l'aéronef sont déterminées dans le repère terrestre centré.

Elles correspondent au point d'intersection de ces trois plans :

La solution X est obtenue en résolvant le système linéaire $MX = A$ lorsque $u_t^T W_x < 0$,

avec :

$$M = \begin{pmatrix} u_t^T \\ W_y^T \\ W_z^T \end{pmatrix}$$

$$A = (R_T + A_Z) \begin{pmatrix} u_t^T u_t \\ u_t^T W_y \\ u_t^T W_z \end{pmatrix}$$

La solution du système linéaire ci-dessus est : $X = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix} = M^{-1}A$

La latitude et la longitude sont alors données par :

$$L = \sin^{-1} \left(\frac{x_3}{\|X\|} \right)$$

$$G = \arg(x_1 + ix_2)$$

Dans un deuxième mode de réalisation, représenté en figure 5 et en **figure 8**, la phase d'assistance à l'atterrissage P2, au cours de laquelle l'aéronef est guidé du point d'accroche C au point d'aboutissement D, peut exploiter des données de distance entre un émetteur-récepteur embarqué sur l'aéronef et au moins trois émetteurs-récepteurs au sol. Pour cela, la phase d'assistance à l'atterrissage P2 peut comprendre une deuxième étape de détermination de position E7 au cours de laquelle des données de position de l'aéronef sont estimées à partir de données de distances entre l'émetteur-récepteur embarqué et lesdits au moins trois émetteurs-récepteurs au sol. Comme expliqué ci-dessus, la distance entre chaque émetteur-récepteur au sol et l'émetteur-récepteur embarqué peut être déterminée par l'échange de signaux entre ces émetteurs. Puisque la position des émetteurs-récepteurs au sol est connue, ces informations de distances peuvent être employées pour minimiser l'incertitude sur la position de l'aéronef. Optionnellement, la détermination des données de position de l'aéronef peut également tirer parti de mesures d'azimut et d'élévation transmises par l'écartomètre lorsque de telles mesures sont disponibles.

Pour cela, le calcul des données de position faisant intervenir les mesures transmises par l'écartomètre et les distances entre émetteurs-récepteurs (ER) peut être réalisé par un module de minimisation 16 minimisant une fonction de coût. Une telle fonction de coût peut être une expression mathématique comprenant des termes de puissance d'écart entre une distance mesurée entre l'émetteur-récepteur embarqué et un émetteur-récepteur au sol et une distance correspondante calculée à partir de la position de l'aéronef et de celle de l'émetteur-récepteur au sol, et optionnellement d'écart entre les coordonnées de position réelles de l'aéronef et les coordonnées correspondantes fournies

par l'écartomètre. Ces puissances peuvent être choisies arbitrairement ou sélectionnées de manière à moduler ou accentuer l'importance relative des contributions les unes par rapport aux autres. Les coordonnées de position recherchées sont alors les coordonnées choisies comme coordonnées de position réelles minimisant la fonction de coût selon le

5 critère des « moindres puissances ». Un exemple de fonction de coût simple C ne prenant pas en compte la mesure d'élévation fournie par l'écartomètre est fournie ci-dessous. Cette fonction de coût comprend par exemple un terme C1 fonction des données de distance entre l'émetteur-récepteur embarqué et les émetteurs-récepteurs au sol et un terme C2 fonction de la mesure d'azimut fournie par l'écartomètre.

$$C(x(t), y(t)) = \underbrace{C_1(x(t), y(t))}_{ER\ ULB} + \underbrace{C_2(x(t), y(t))}_{\text{écartomètre}}$$

10

La détermination de la position de l'aéronef étant réalisée de manière discrète, on suppose dans cet exemple qu'elle est réalisée de manière périodique avec une période T d'échantillonnage. On se place à l'instant $t = kT$.

$$C_1(x(kT), y(kT)) = \sum_{m=0}^k \sum_{n=1}^N w_n(mT) \left(\frac{\sqrt{(x(mT) - x_n)^2 + (y(mT) - y_n)^2} - \sqrt{d_n^2(mT) - A_Z^2(mT)}}{\delta_{\max}^{ULB}(mT)} \right)^o$$

$$C_2(x(kT), y(kT)) = \sum_{m=0}^k \left(\frac{(\theta(mT) - \theta_e(mT))^2}{\sigma_e^2} \right)^q$$

15 Où :

$(x(mT), y(mT))$: Position retenue de l'aéronef à l'instant mT .

$\theta(mT)$: Azimut retenu de l'aéronef par rapport à la direction de référence à l'instant mT .

20 $\theta_e(mT)$: Azimut mesuré de l'aéronef par rapport à la direction de référence à l'instant mT .

σ_e : Écart type de l'erreur de mesure commise par l'écartomètre

(x_n, y_n) : Position de l'ER ULB au sol d'indice n .

N : Nombre d'ER ULB déployés au sol ($N \geq 3$).

$d_n(\tau)$: Mesure de distance entre l'aéronef et l'ER ULB au sol d'indice n à l'instant τ .

$\delta_{maxi}^{ULB}(\tau)$: Erreur de distance maximale commise lors du processus de mesure de distance.

5 $w_n(\tau)$: 1 si la mesure de distance est possible (l'ER au sol est à portée de l'ER embarqué), 0 sinon.

o, p, q : Paramètres optionnels permettant de conformer progressivement la fonction coût à un « puits rectangulaire » (lorsque $o, p, q \rightarrow \infty$).

L'angle $\theta(t)$ est lié aux coordonnées $(x(t), y(t))$ de la manière suivante :

$$\theta(t) = \text{Re}(-i \log(x(t) + iy(t)))$$

10

Où Re désigne la partie réelle.

Les termes $C1$ et $C2$ donnés en exemple sont respectivement fonctions des données de distance et des mesures d'azimut fournies à plusieurs instants mT avant l'instant kT auquel les données de position corrigées $x(t)$, $y(t)$ sont recherchées. Les
 15 mesures de distance $d_n(mT)$, les coordonnées de position $(x(mT), y(mT))$, et les mesures d'azimut $\theta(mT)$, $\theta_e(mT)$ ayant déjà été déterminées ou mesurées pour les instants antérieurs à $t=kT$, ces termes sont supposés connus pour $m < k$.

Minimiser $C(x(t), y(t))$ revient alors à minimiser :

$$\begin{aligned} \Gamma(k) = \sum_{n=1}^N w_n(k) & \left(\frac{\sqrt{(x(k) - x_n)^2 + (y(k) - y_n)^2} - \sqrt{d_n^2(k) - A_z^2(k)}}{\delta_{maxi}^{ULB}(mT)} \right)^o \\ & + \left(\frac{\sqrt{(x(k) - x_l(k))^2 + (y(k) - y_l(k))^2}}{\delta_{maxi}^{CI}(k)} \right)^p \\ & + \left(\frac{(\text{Re}(-i \log(x(k) + iy(k))) - \theta_e(k))^2}{\sigma_e^2} \right)^q \end{aligned}$$

La solution est obtenue comme présenté ci-dessus en résolvant le système
 20 d'équation suivant, par exemple par la méthode de Newton-Raphson :

$$\begin{cases} \frac{\partial \Gamma}{\partial x} = f_x = 0 \\ \frac{\partial \Gamma}{\partial y} = f_y = 0 \end{cases}$$

Alternativement, l'altitude des émetteurs récepteurs au sol zn peut être prise en compte et la minimisation de la fonction de coût peut être utilisée pour déterminer l'altitude de l'aéronef z(t). La fonction de coût peut alors s'écrire

$$C(x(t), y(t), z(t)) = \underbrace{C_1(x(t), y(t), z(t))}_{ER\ ULB} + \underbrace{C_2(x(t), y(t))}_{\text{écartomètre}}$$

5 Avec

$$C_1(x(kT), y(kT)) = \sum_{m=0}^k \sum_{n=1}^N w_n(mT) \left(\frac{\sqrt{(x(mT) - x_n)^2 + (y(mT) - y_n)^2 + (z(mT) - z_n)^2} - d_n(mT)}{\delta_{maxi}^{ULB}(mT)} \right)^o$$

Minimiser $C(x(t), y(t), z(t))$ revient alors à minimiser :

$$\begin{aligned} \Gamma(k) = \sum_{n=1}^N w_n(k) & \left(\frac{\sqrt{(x(k) - x_n)^2 + (y(k) - y_n)^2 + (z(k) - z_n)^2} - d_n(k)}{\delta_{maxi}^{ULB}(k)} \right)^o \\ & + \left(\frac{\sqrt{(x(k) - x_l(k))^2 + (y(k) - y_l(k))^2}}{\delta_{maxi}^{CI}(k)} \right)^p \\ & + \left(\frac{(\text{Re}(-i \log(x(k) + iy(k))) - \theta_e(k))^2}{\sigma_e^2} \right)^q \end{aligned}$$

La solution est obtenue comme présenté ci-dessus en résolvant le système d'équation suivant, par exemple par la méthode de Newton-Raphson :

$$\begin{cases} \frac{\partial \Gamma}{\partial x} = f_x = 0 \\ \frac{\partial \Gamma}{\partial y} = f_y = 0 \\ \frac{\partial \Gamma}{\partial z} = f_z = 0 \end{cases}$$

10

Les données de position corrigées (x(t), y(t)) obtenues par minimisation de la fonction de coût peuvent être filtrées à l'aide d'un filtre de Kalman 17 afin d'affiner l'estimation de la position de l'aéronef avant d'utiliser cette position pour réaliser le guidage de l'aéronef, et la matrice d'état du filtre peut être adaptée pour prendre en compte le profil de la trajectoire prédéfinie à faire suivre à l'aéronef 18.

15

Le procédé proposé permet ainsi d'obtenir un guidage de l'aéronef jusqu'au point d'aboutissement et de le faire atterrir, malgré l'indisponibilité du positionnement par satellite.

REVENDICATIONS

1. Procédé d'assistance à l'atterrissage d'un aéronef (1) sur une piste d'atterrissage depuis un point de retour (A) jusqu'à un point d'aboutissement (D) au niveau duquel l'aéronef entre en contact avec la piste d'atterrissage, ledit procédé étant mis en œuvre par un dispositif de traitement de données (2) embarqué sur ledit aéronef (1) et configuré pour être relié à :

- un altimètre (4) configuré pour mesurer l'altitude de l'aéronef,

- un écartomètre (13) positionné au niveau d'une station au sol et configuré pour mesurer un écart d'azimut de l'aéronef par rapport à une direction de référence reliant ledit point de retour (A) et la position de l'écartomètre (E),

ledit procédé étant caractérisé en ce qu'il comprend :

- une phase d'assistance à la navigation retour (P1) comprenant :

- un guidage de l'aéronef (1), à partir de mesures d'écart d'azimut de l'aéronef par rapport à ladite direction de référence transmises par l'écartomètre, depuis le point de retour (A) en direction de la position de l'écartomètre (E);

- une détermination du positionnement de l'aéronef à un point de capture prédéterminé (B) aligné avec le point de retour (A) et la position de l'écartomètre (E);

- un guidage de l'aéronef (1) le long d'une trajectoire prédéfinie depuis le point de capture (B) jusqu'à un point d'accroche (C) prédéterminé aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage à partir de données d'altitude fournies par l'altimètre (4) et de données de cap et de vitesse de l'aéronef;

- une phase d'assistance à l'atterrissage (P2) comprenant un guidage du point d'accroche (C) au point d'aboutissement (D) situé sur la piste d'atterrissage.

2. Procédé d'assistance selon la revendication 1, dans lequel le positionnement de l'aéronef au point de capture (B) est déterminé à partir de données de distance entre l'aéronef (1) et un point de référence au sol aligné avec le point de retour (A) et la position de l'écartomètre (E).

3. Procédé d'assistance selon la revendication 2, dans lequel lesdites données de distance sont estimées à partir de mesures du temps de propagation de paquets de données entre la station au sol et l'aéronef.

4. Procédé d'assistance selon la revendication 3, dans lequel lesdites données de distance sont estimées à partir de mesures du temps de propagation aller de paquets de

données entre la station au sol et l'aéronef, ladite station au sol et l'aéronef comprenant des horloges synchronisées.

5 5. Procédé d'assistance selon la revendication 1, dans lequel la détermination du positionnement de l'aéronef au point de capture (B) comprend l'estimation de données de vitesse dudit aéronef et la détermination d'une distance parcourue par l'aéronef depuis le point de retour (A) à partir desdites données de vitesse.

10 6. Procédé d'assistance selon la revendication 5, dans lequel le dispositif de traitement de données (2) étant configuré pour être relié en outre à un système optronique (6) comprenant un dispositif de capture d'images (14) embarqué dans l'aéronef (1) et positionné selon l'axe de l'aéronef, ainsi qu'un dispositif de traitement d'image adapté au traitement desdites images, les données de vitesse dudit aéronef (1) sont estimées par ledit système optronique par mesure de vitesse de défilement du sol à
15 l'aide d'images capturées par ledit dispositif de capture d'images et de données d'altitude fournies par l'altimètre (4).

7. Procédé d'assistance selon la revendication 5, dans lequel les données de vitesse dudit aéronef (1) sont estimées par mesure d'un effet doppler engendré par le
20 mouvement de l'aéronef sur des signaux échangés entre l'aéronef et la station au sol.

8. Procédé d'assistance selon l'une des revendications 1 à 7, dans lequel le dispositif de traitement de données (2) étant configuré pour être relié en outre à un dispositif de capture d'images embarqué dans l'aéronef (1), le positionnement de l'aéronef
25 au point de capture (B) est déterminé par la détection d'un amer de position connue dans au moins une image capturée par ledit dispositif de capture d'images.

9. Procédé d'assistance selon l'une des revendications 1 à 8, dans lequel l'aéronef (1) est guidé entre le point de retour (A) et le point de capture (B) selon une trajectoire
30 prédéfinie rectiligne en direction de la position de l'écartomètre (E).

10. Procédé d'assistance selon l'une des revendications 1 à 8, dans lequel l'aéronef (1) est guidé entre le point de retour (A) et le point de capture (B) selon une trajectoire en zigzag ou en paliers.

11. Procédé d'assistance selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, dans lequel, le dispositif de traitement de données (2) étant configuré pour être relié en outre à une caméra (10) embarquée dans l'aéronef (1), la phase d'assistance à l'atterrissage (P2) comprend l'estimation (E3) d'une position du point d'aboutissement (D) dans une image
5 de la piste d'atterrissage capturée par la caméra (10) et l'estimation (E4) d'une position de l'aéronef en fonction de ladite position du point d'aboutissement estimée dans l'image et de données d'altitude fournies par l'altimètre (4), et dans lequel ledit guidage de l'aéronef du point d'accroche (C) au point d'aboutissement (D) est réalisé en maintenant l'aéronef aligné avec l'axe de la piste d'atterrissage.

10

12. Procédé d'assistance selon l'une quelconque des revendications 1 à 11 dans lequel, le dispositif de traitement de données (2) étant en outre configuré pour être relié à un émetteur-récepteur embarqué (15) sur ledit aéronef (1) et destiné à recevoir des signaux émis par au moins trois émetteurs-récepteurs positionnés au sol, la phase
15 d'assistance à l'atterrissage (P2) comprend l'estimation (E7) de données de position de l'aéronef à partir de données de distances entre l'émetteur-récepteur embarqué (15) et lesdits au moins trois émetteurs-récepteurs au sol.

13. Procédé d'assistance selon l'une des revendications 1 à 12, dans lequel
20 l'aéronef (1) est en outre guidé à partir de mesures d'écart d'élévation de l'aéronef par rapport à un plan de référence.

14. Produit programme d'ordinateur comprenant des instructions de code pour l'exécution d'un procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 13 lorsque ce
25 programme est exécuté par un processeur.

15. Dispositif de traitement de données (2) configuré pour la mise en œuvre du procédé d'assistance selon l'une des revendications 1 à 13.

30 16. Système d'assistance automatique à l'atterrissage (3) d'un aéronef (1) sur une piste d'atterrissage depuis un point de retour (A) jusqu'à un point d'aboutissement (D) au niveau duquel l'aéronef entre en contact avec la piste d'atterrissage comprenant :

- un altimètre (4) configuré pour mesurer l'altitude de l'aéronef,

- un écartomètre (13) positionné au niveau d'une station au sol et configuré pour
35 mesurer par rapport à un point de référence un écart d'azimut de l'aéronef par rapport à

une direction de référence reliant ledit point de retour (A) et la position de l'écartomètre (E),

-le dispositif de traitement de données (2) selon la revendication 15.

5 17. Système d'assistance (3) selon la revendication 16 dans lequel l'écartomètre (13) est relié à une antenne directionnelle.

10 18. Système d'assistance (3) selon la revendication 16 ou 17 comprenant en outre un système optronique (6) comprenant un dispositif de capture d'images (14) embarqué dans l'aéronef (1), configuré pour être relié au dispositif de traitement de données (2), et également configuré pour mettre en œuvre un procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 12 en combinaison avec les revendications 6 ou 8.

15 19. Système d'assistance (3) selon l'une des revendications 16 à 18 comprenant en outre une caméra (10) et son dispositif de traitement d'images associé, configurés pour être reliés au dispositif de traitement de données (2), et également configurés pour mettre en œuvre un procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 12 en combinaison avec la revendication 11.

20 20. Système d'assistance (3) selon l'une des revendications 16 à 18 comprenant en outre :

- au moins trois émetteurs-récepteurs positionnés au sol ;

25 -un émetteur-récepteur (15) configuré pour recevoir des signaux émis par lesdits au moins trois émetteurs-récepteurs positionnés au sol, embarqué sur ledit aéronef (1) et configuré pour être relié au dispositif de traitement de données (2),

ces éléments étant configurés pour mettre en œuvre un procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 12 en combinaison avec la revendication 12.

1/8

FIG. 1

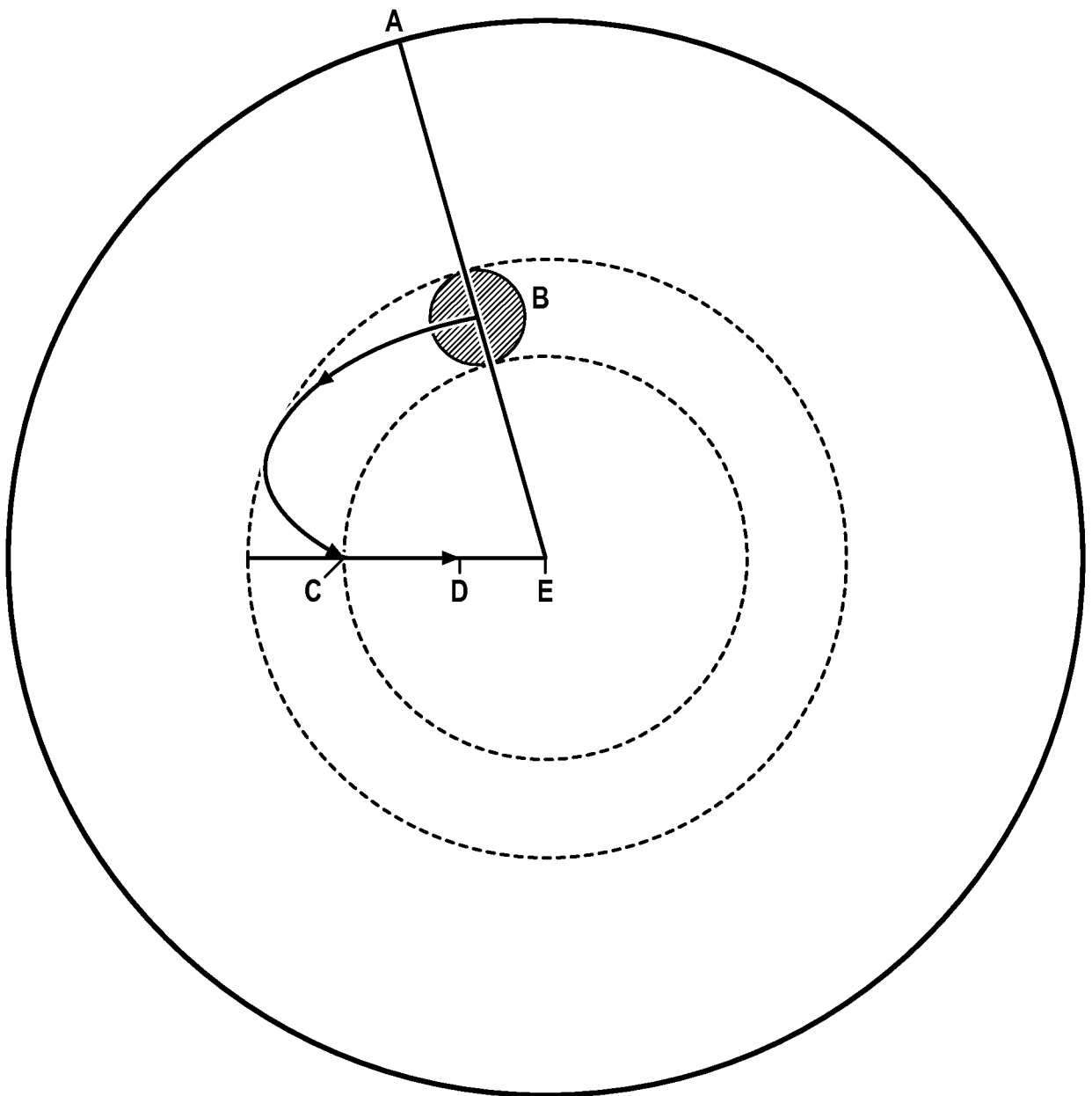


FIG. 2

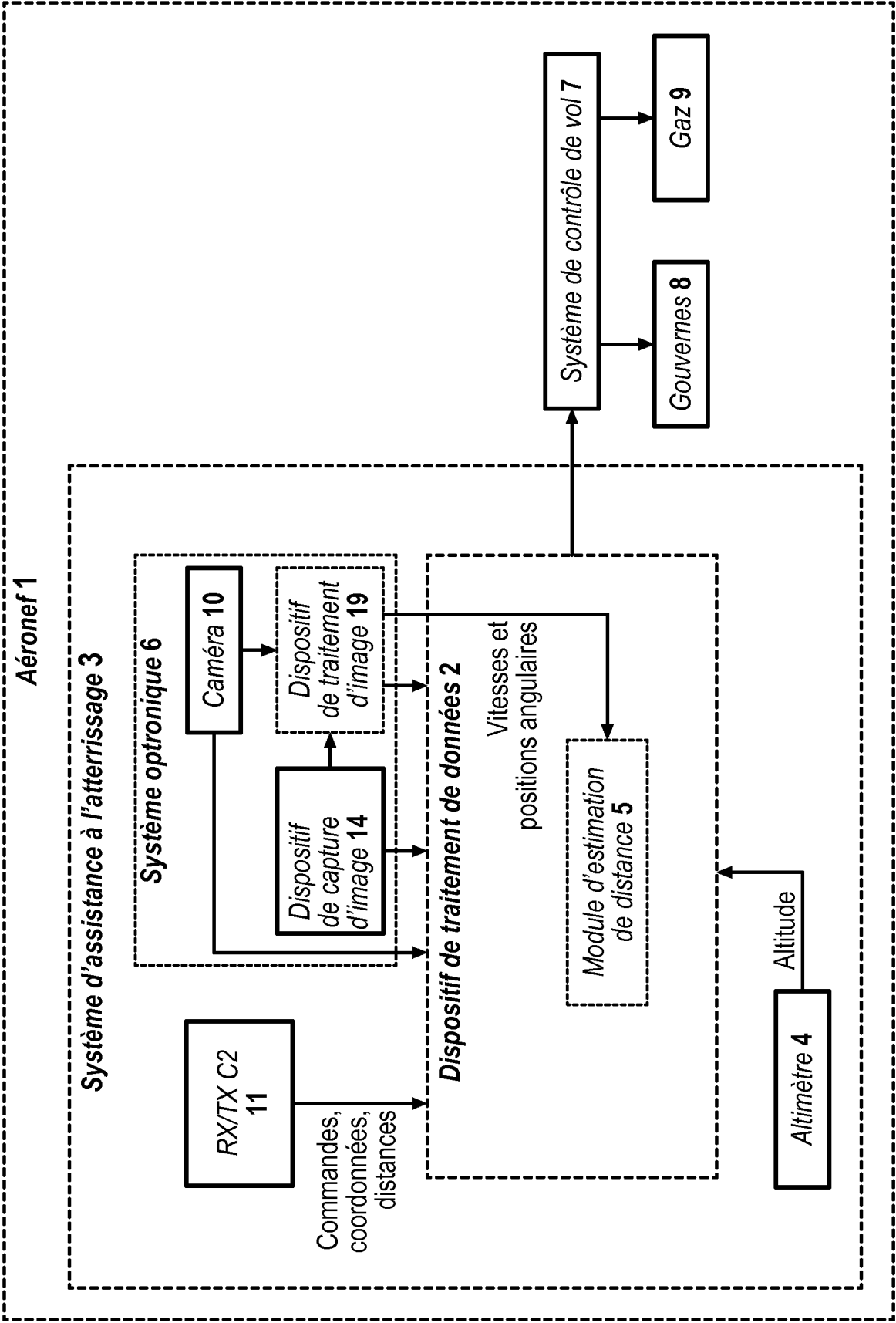


FIG. 3

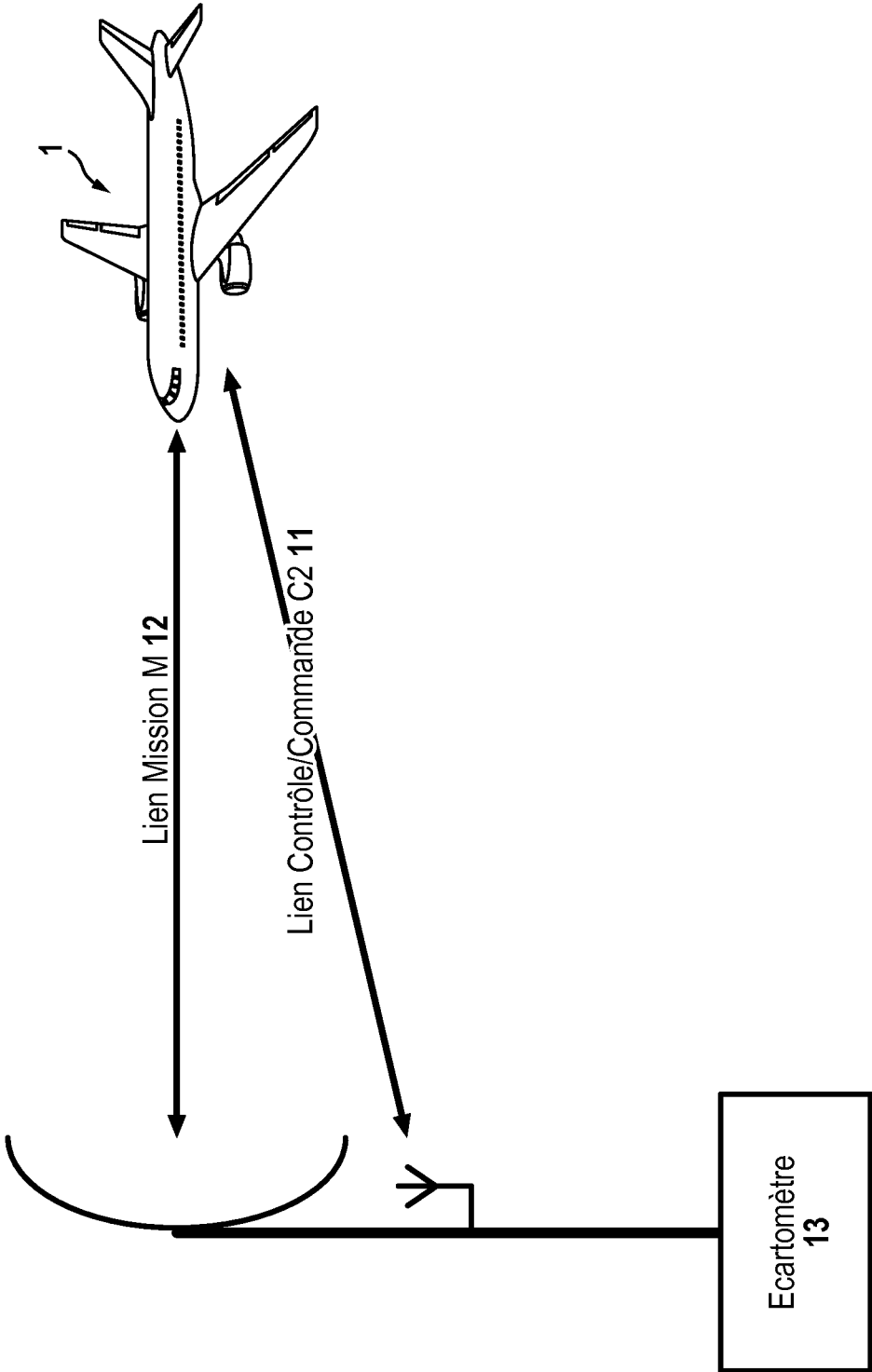
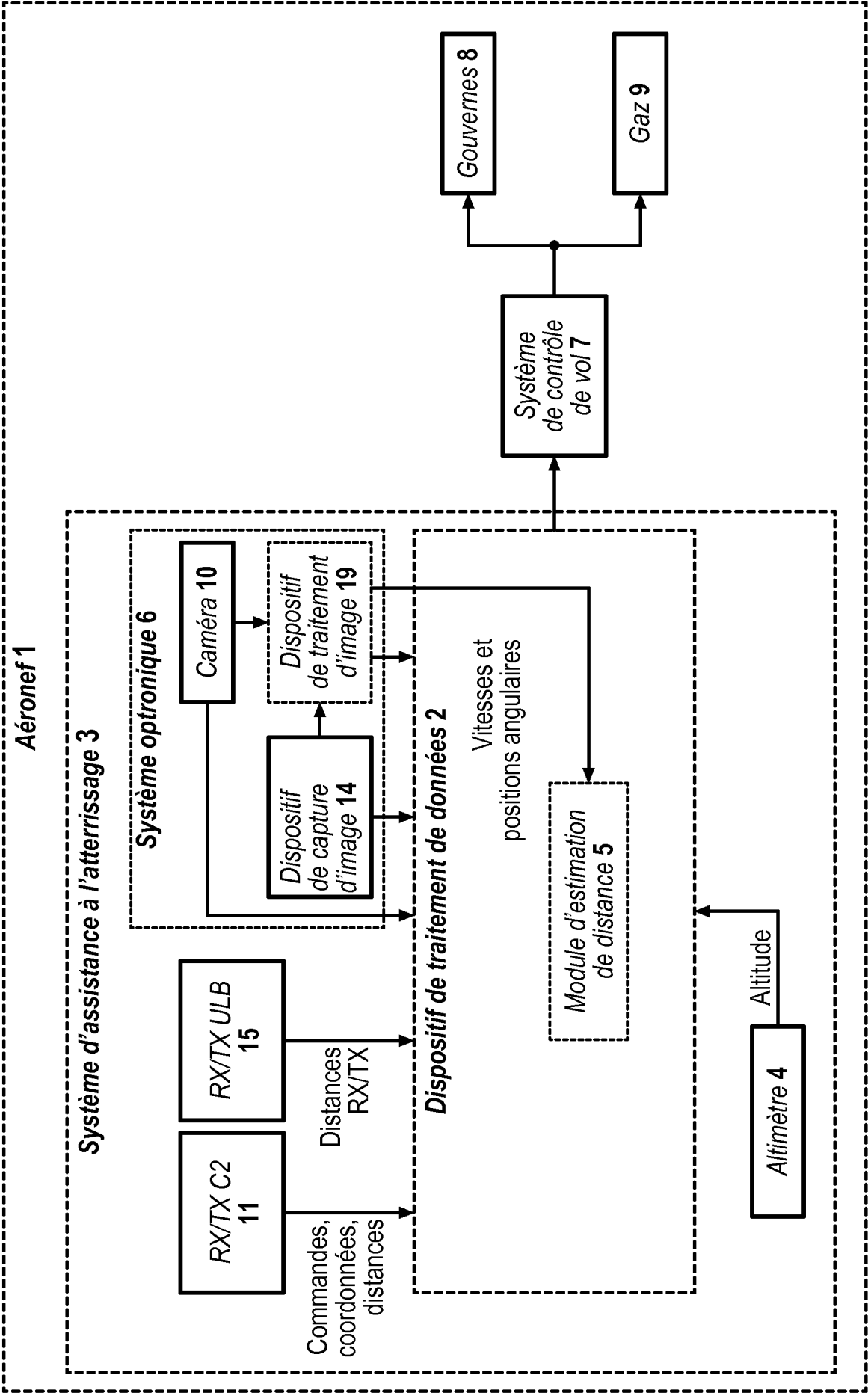
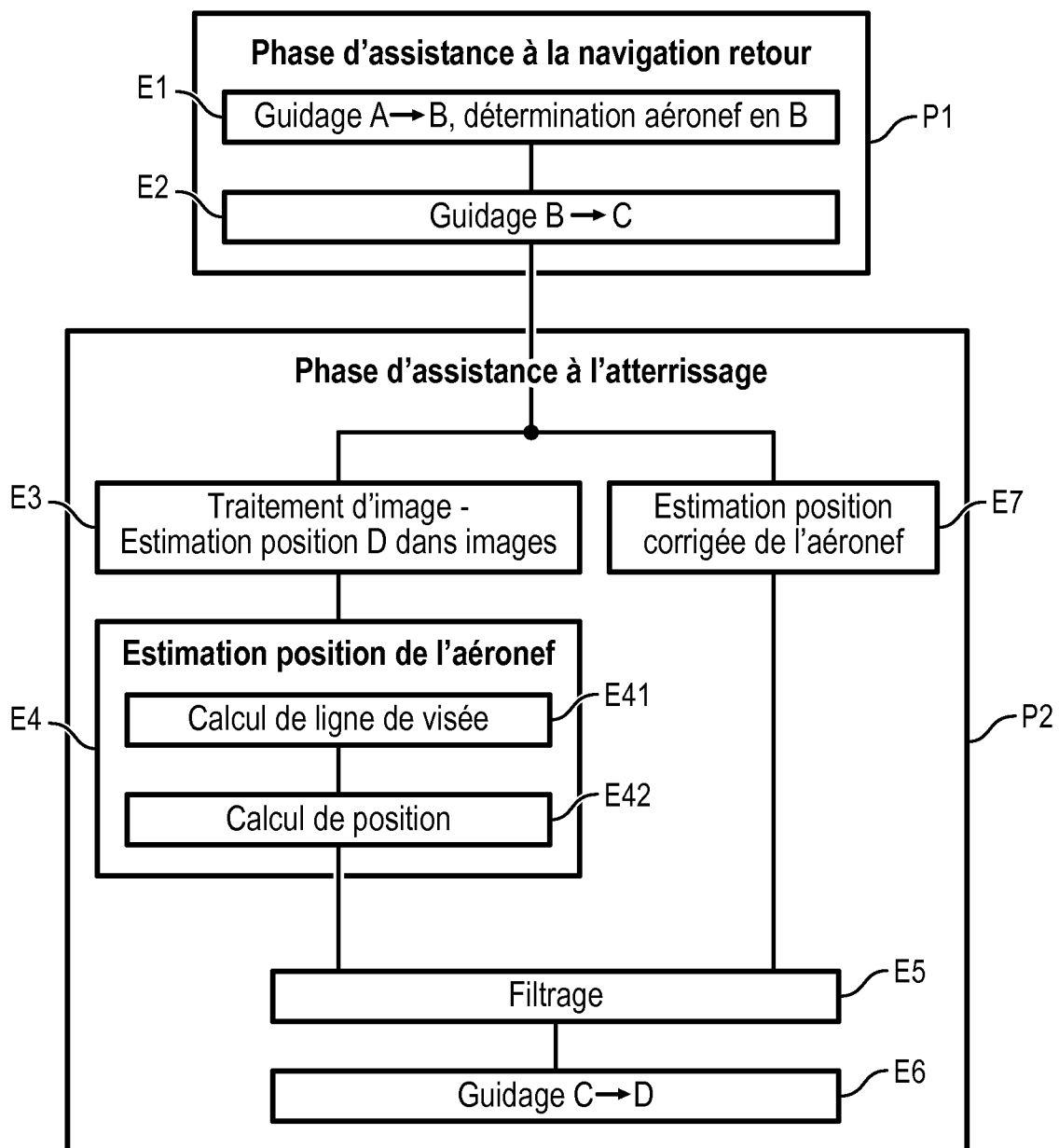


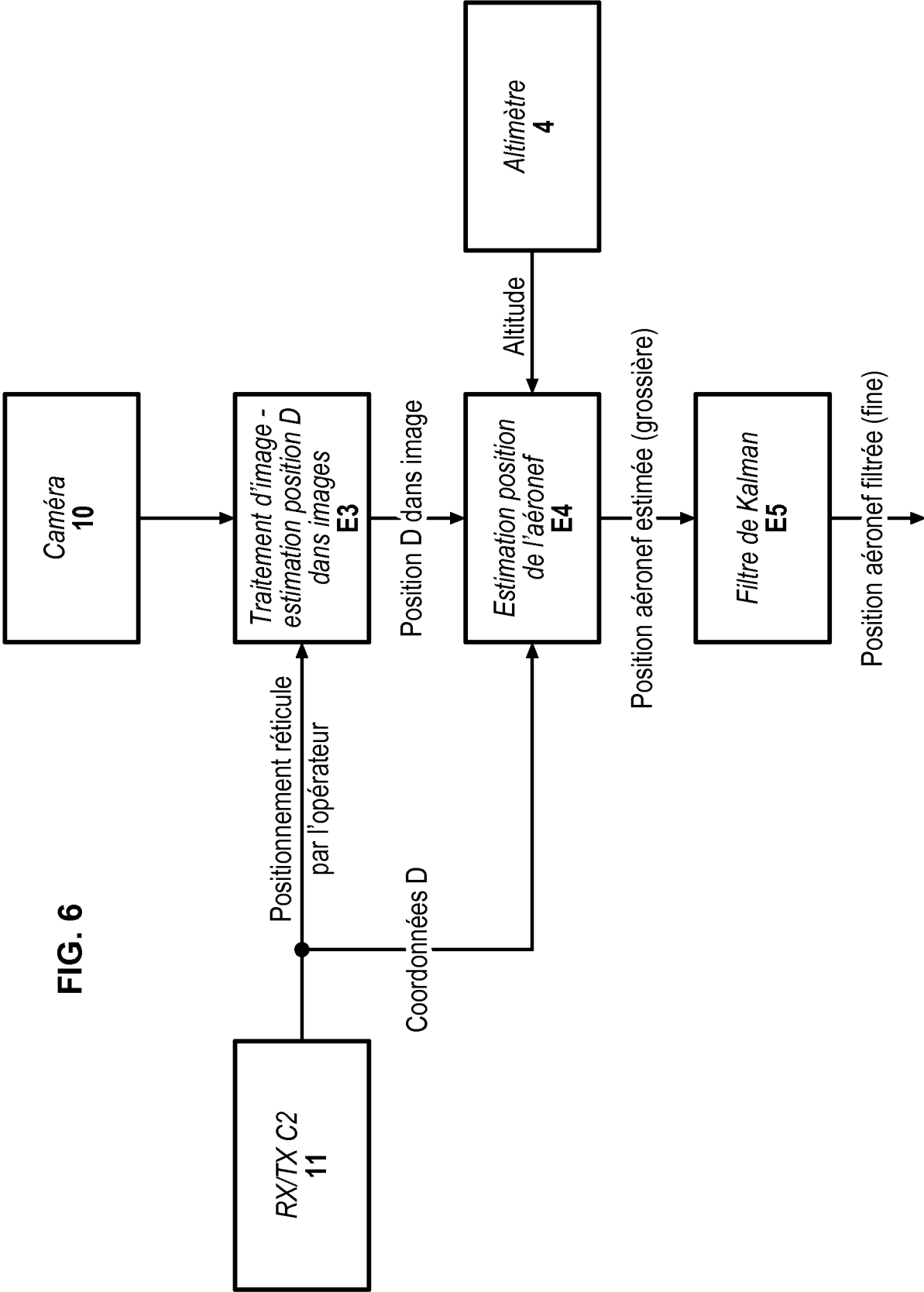
FIG. 4



5/8

FIG. 5





7/8

FIG. 7

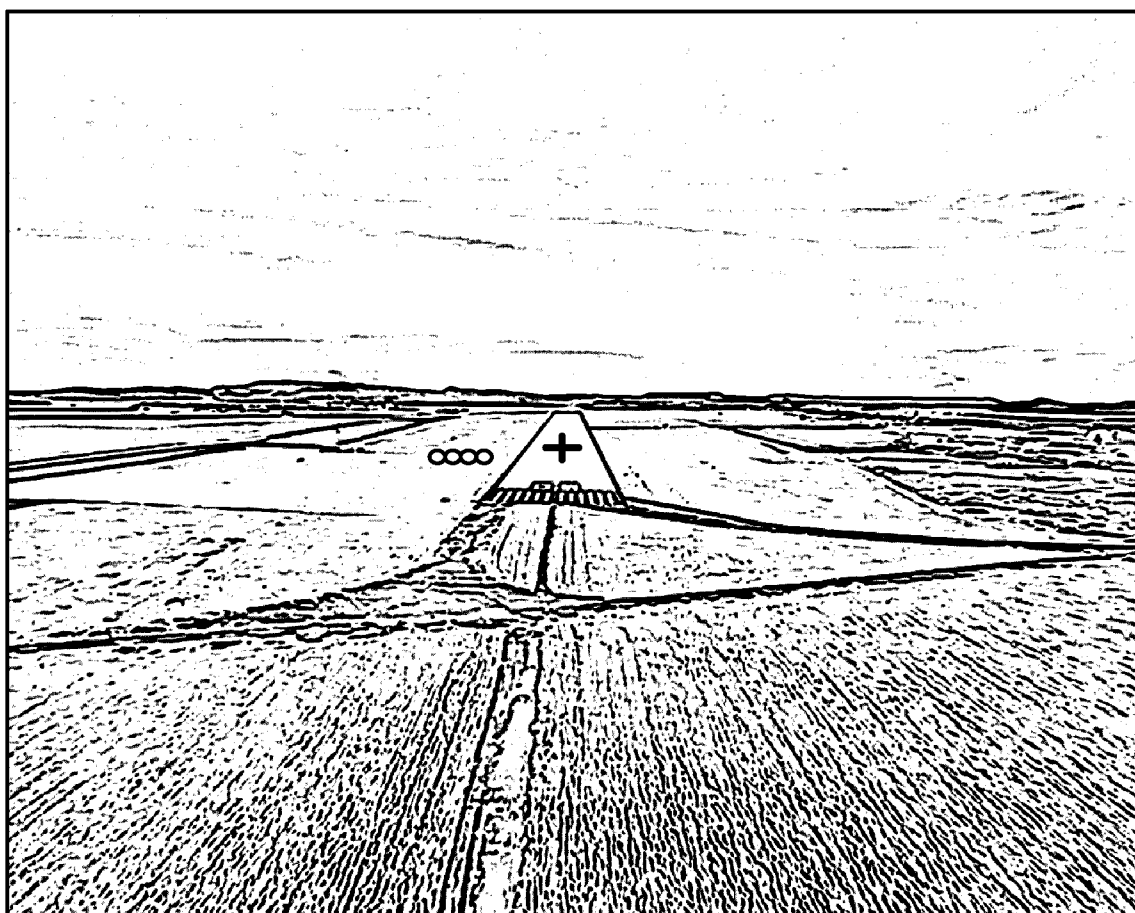
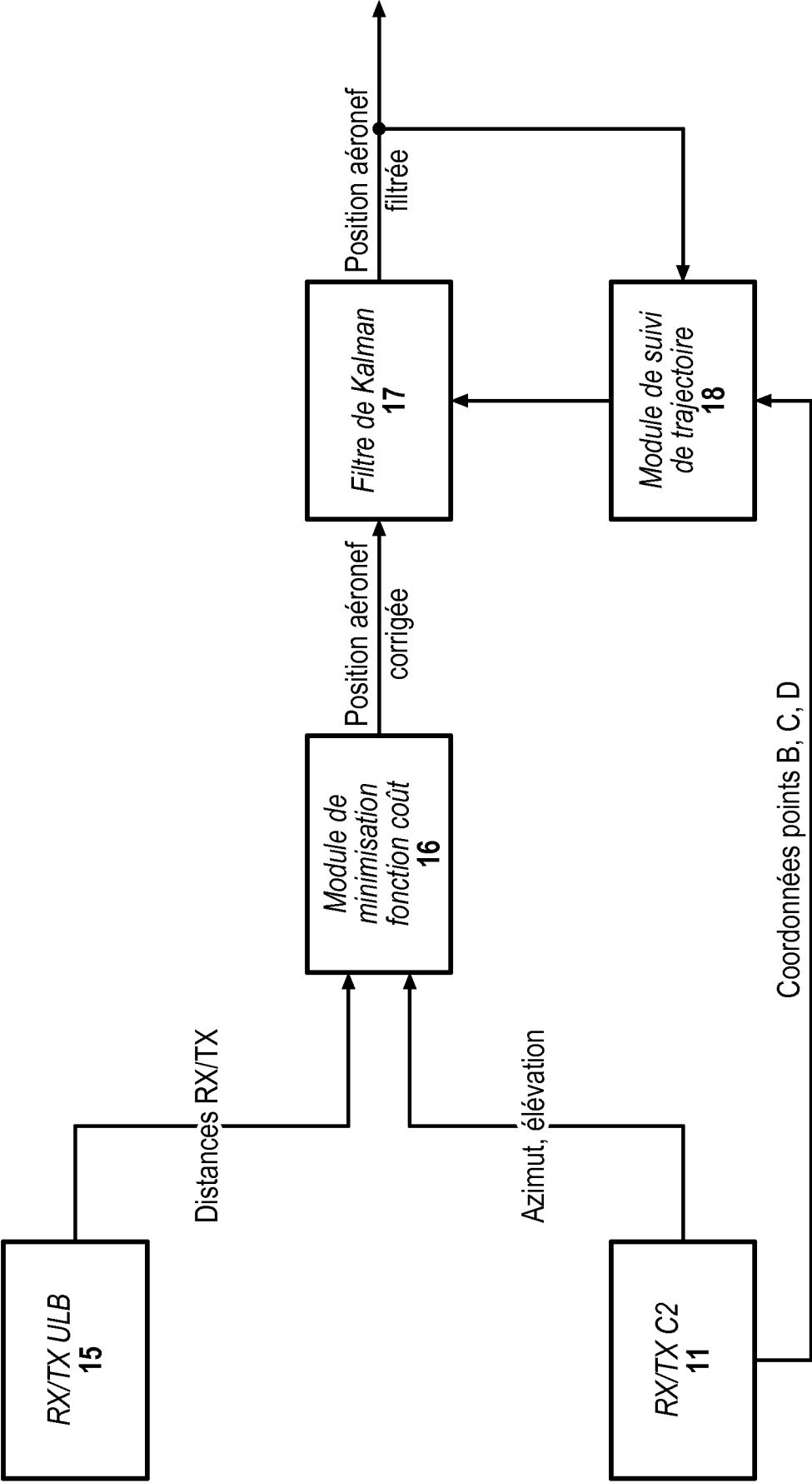


FIG. 8



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2016/066985

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. G05D1/10 G05D1/06
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
G05D B64C G01S G08G

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4 454 510 A (CROW ROBERT P [US]) 12 June 1984 (1984-06-12) column 3, line 18 - column 4, line 20; claims 1-3, 7-8, 13,17,18,23-24; figures 1,2,3A,3B ,4,6 column 6, line 37 - column 9, line 24 column 9, line 60 - column 10, line 5 -----	1-20
A	US 2009/055038 A1 (GARREC PATRICK [FR] ET AL) 26 February 2009 (2009-02-26) paragraphs [0002], [0014], [0028] - [0029], [0031] - [0037], [0041]; claims 1,5; figures 1-3 ----- -/--	1-20



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

12 October 2016

Date of mailing of the international search report

19/10/2016

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Mallet, Philippe

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/EP2016/066985

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	GB 2 302 318 A (BODENSEEWERK GERAETETECH [DE]) 15 January 1997 (1997-01-15) page 2, lines 1-6; claims 1,6-7; figures 1,3,4,6 page 4, line 33 - page 5, line 11 page 6, line 9 - page 8, line 4 -----	1-20

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2016/066985

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 4454510	A	12-06-1984	NONE

US 2009055038	A1	26-02-2009	EP 1963942 A1 03-09-2008
			FR 2894347 A1 08-06-2007
			IL 191867 A 31-12-2012
			US 2009055038 A1 26-02-2009
			WO 2007063126 A1 07-06-2007

GB 2302318	A	15-01-1997	DE 19521600 A1 19-12-1996
			FR 2735445 A1 20-12-1996
			GB 2302318 A 15-01-1997

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/EP2016/066985

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. G05D1/10 G05D1/06 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) G05D B64C G01S G08G		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 4 454 510 A (CROW ROBERT P [US]) 12 juin 1984 (1984-06-12) colonne 3, ligne 18 - colonne 4, ligne 20; revendications 1-3, 7-8, 13,17,18,23-24; figures 1,2,3A,3B ,4,6 colonne 6, ligne 37 - colonne 9, ligne 24 colonne 9, ligne 60 - colonne 10, ligne 5 -----	1-20
A	US 2009/055038 A1 (GARREC PATRICK [FR] ET AL) 26 février 2009 (2009-02-26) alinéas [0002], [0014], [0028] - [0029], [0031] - [0037], [0041]; revendications 1,5; figures 1-3 ----- -/--	1-20
☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités:		
"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée	"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets	
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale	
12 octobre 2016	19/10/2016	
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Mallet, Philippe

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	GB 2 302 318 A (BODENSEEWERK GERAETETECH [DE]) 15 janvier 1997 (1997-01-15) page 2, lignes 1-6; revendications 1,6-7; figures 1,3,4,6 page 4, ligne 33 - page 5, ligne 11 page 6, ligne 9 - page 8, ligne 4 -----	1-20

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2016/066985

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 4454510	A	12-06-1984	AUCUN	

US 2009055038	A1	26-02-2009	EP 1963942 A1	03-09-2008
			FR 2894347 A1	08-06-2007
			IL 191867 A	31-12-2012
			US 2009055038 A1	26-02-2009
			WO 2007063126 A1	07-06-2007

GB 2302318	A	15-01-1997	DE 19521600 A1	19-12-1996
			FR 2735445 A1	20-12-1996
			GB 2302318 A	15-01-1997
