(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
30 novembre 2017 (30.11.2017)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2017/203108 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G01C 23/00 (2006.01) *G01S 19/53* (2010.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2017/000080

(22) Date de dépôt international :
02 mai 2017 (02.05.2017)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1670255 24 mai 2016 (24.05.2016) FR

(72) Inventeur; et
(71) Déposant : **SCHEGERIN, Robert** [FR/FR] ; 3 Rue Etienne Dolet, 42000 Saint-Etienne (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, DJ, 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, KH, KN, KP, KR, KW, 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.

(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), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES,

(54) **Title:** DEVICE AND METHOD FOR PILOTING AN AIRCRAFT

(54) **Titre :** DISPOSITIF ET PROCÉDÉ DE PILOTAGE POUR AÉRONEF

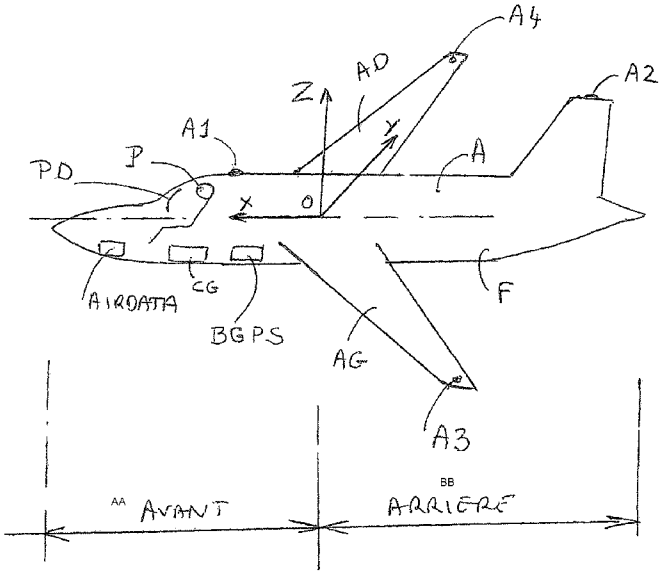

FIG. 1

AA FRONT
BB REAR

(57) **Abstract:** Device and method for measuring and controlling vital parameters for piloting an aircraft A comprising at least one pilot P, said aircraft comprising a fuselage F, a substantially flexible aerofoil, and furthermore comprising four GPS antennas A1, A2, A3 and A4, all situated on the external skin of the aircraft, the antenna A1 being situated at the front and on the upper part of the aircraft, the antenna A2 being situated at the rear and on the upper part of the aircraft, the antenna A3 being situated at the end of the left wing and on the upper part of the left wing, the antenna A4 being situated at the end of the right wing and on the upper part of the right wing, a means MG for managing and coordinating said four GPS antennas, making it possible to ascertain at each instant, with metric precision, the three-dimensional position with respect to a terrestrial fixed benchmark, of said four antennas, with centimetric precision

[Suite sur la page suivante]

WO 2017/203108 A1

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))*

the relative position of the four antennas with respect to one another, to a precision of better than half a degree, the angles of attitude and of inclination, to a precision of better than a degree, the angle of drift, furthermore comprising a means for verifying the proper operation of the system by calculating, at each instant, in particular the distances existing between said antennas and also comprising a calculation means defining, at each instant, the values the bending of the aerofoil with centimetric precision, a means of control of the anemometric chain, and a means of control of the gyroscopic chain.

(57) Abrégé : Dispositif et procédé de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A comprenant au moins un pilote P, ledit aéronef comprenant un fuselage F, une voilure sensiblement flexible, et comprenant en outre quatre antennes GPS A1, A2, A3 et A4, toutes situées sur la peau externe de l'aéronef, l'antenne A1 étant située à l'avant et sur la partie supérieure de l'aéronef, l'antenne A2 étant située à l'arrière et sur la partie supérieure de l'aéronef, l'antenne A3 étant située à l'extrémité de l'aile gauche et sur la partie supérieure de l'aile gauche, l'antenne A4 étant située à l'extrémité de l'aile droite et sur la partie supérieure de l'aile droite, un moyen de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS, permettant de connaître à chaque instant, avec une précision métrique, la position tridimensionnelle par rapport à un référentiel fixe terrestre, des dites quatre antennes, avec une précision centimétrique la position relative des quatre antennes les unes par rapport aux autres, avec une précision meilleure que le demi-degré, les angles d'assiette et d'inclinaison, avec une précision meilleure que le degré, l'angle de dérive, comprenant en outre un moyen de vérification du bon fonctionnement du système en calculant, à chaque instant, notamment les distances existant entre les dites antennes et comprenant également un moyen de calcul définissant, à chaque instant les valeurs la flexion de la voilure avec une précision centimétrique, un moyen de contrôle de la chaîne anémométrique, et un moyen de contrôle de la chaîne gyroscopique.

Dispositif et procédé de pilotage pour aéronef

La présente invention concerne un dispositif et un procédé de pilotage pour aéronef.

La présente invention concerne principalement un dispositif et un procédé de pilotage et de navigation utilisant la position absolue précise de quatre points d'un aéronef par rapport à un repère fixe terrestre et la position relative très précise des mêmes quatre points de ce dit aéronef.

Elle concerne particulièrement un dispositif de mesure de la flexion de la voilure d'un aéronef et de la charge aérodynamique portée sur ladite voilure.

Elle concerne également un système de mesure et de contrôle du bon fonctionnement des différents instruments de mesure des paramètres aérodynamiques et géométriques d'un aéronef.

Elle concerne également un système de mesure et de contrôle des flexions et des contraintes structurales d'un aéronef.

Elle concerne également un système de mesure des paramètres anémométriques d'un mobile par rapport à un écoulement fluide.

Elle concerne les informations vitales de pilotage basées sur uniquement la connaissance des lois de rigidité de l'aéronef, des lois aérodynamiques, et des positions absolues et relatives de quatre points de l'aéronef et éventuellement d'autres paramètres comme la densité de l'air et la masse de carburant.

Elle concerne également la définition de la position angulaire précise notamment pour ce qui concerne l'angle d'assiette, et l'angle d'inclinaison de l'aéronef par rapport à repère terrestre fixe.

Elle concerne également la connaissance et/ou la vérification de données vitales aérodynamiques, telles que la vitesse anémométrique, et/ou l'angle d'incidence aérodynamique et/ou le dérapage.

L'invention permet de connaitre avec précision, la valeur précise de la flexion de la voilure d'un aéronef et la valeur exacte de la charge portée sur ladite voilure en tenant compte de la géométrie de l'aéronef et éventuellement de la masse de carburant contenue dans les ailes.

Elle permet également de comparer les mesures directes et indirectes des paramètres aérodynamiques et géométriques d'un aéronef et de prévenir le pilote d'un éventuel dysfonctionnement ou d'une divergence sur les mesures de ces dits paramètres et/ou d'un dysfonctionnement d'au moins un instrument de mesure permettant de déterminer au moins un paramètre aérodynamique et/ou géométrique de l'aéronef.

Elle possède en elle-même le moyen de vérifier son bon fonctionnement.

Elle permet également de connaitre précisément la vitesse du vent autour de l'aéronef, notamment la vitesse anémométrique de l'aéronef.

L'invention trouve son utilité particulière dans les cas où la connaissance des paramètres aérodynamiques et géométriques d'un aéronef est vitale, notamment la flexion de la voilure

et/ou la charge aérodynamique sur ladite voilure, qui sont des paramètres essentiels au pilotage et au contrôle dudit aéronef.

Un aéronef comprend en général, un fuselage et au moins une voilure constituée par au moins deux ailes relativement flexibles. Lors de la navigation dudit aéronef, lesdites ailes fléchissent. Il est important de connaitre précisément la flexion de cette dite voilure pour déduire directement la charge portée par cette dite voilure ainsi que les contraintes existant dans la structure de cette dite voilure, et enfin, contrôler et vérifier la cohérence de certains paramètres aérodynamiques tels que la vitesse et/ou l'angle d'incidence et/ou la pression statique et/ou la position géométrique de la voilure de façon à prévenir le pilote d'un dysfonctionnement ou d'une divergence des valeurs des paramètres aérodynamiques et géométriques dudit aéronef. Il est également nécessaire de connaitre ou de vérifier, à partir de la valeur de la charge sur la voilure, la vitesse du vent autour de l'aéronef de façon à prévenir le pilote de l'aéronef d'une possibilité de rencontrer une turbulence aérodynamique dans l'atmosphère autour de l'aéronef.

Il est d'autre part très important, pour piloter un aéronef en toute sécurité et notamment lors d'un vol sans visibilité, de connaitre à chaque instant les valeurs suivantes :

- l'assiette (angle formé entre l'axe longitudinal aéronef et la projection de cet axe longitudinal sur le plan horizontal terrestre) et
- l'inclinaison (angle de rotation de l'aéronef aut0ur de son axe longitudinal aussi appelé axe de roulis),
- la position d'un point O de l'aéronef par rapport à un repère fixe terrestre.

Il est également important de connaitre les dérivées première et seconde (en fonction du temps) de l'assiette, de l'inclinaison et de la position d'un point O de cet aéronef.

Lors du déplacement d'un aéronef, particulièrement pendant le vol, la voilure d'un aéronef, généralement flexible, subit les flexions, cisaillements et torsions suite à une charge aérodynamique et massique sur la voilure.

Plusieurs modèles numériques et codes de calculs associés à l'aéronef ont été développés pour déterminer la flexion de la voilure et/ou la charge aérodynamique d'un aéronef pendant le vol. Malheureusement, ces modèles et codes de calculs ne permettent pas ou n'ont pas permis de connaitre avec précision ou de visualiser en temps réel la flexion de la voilure, notamment les mouvements et les positions relatives des ailes en fonction du temps.

De la publication US 3 347 498 est connu un système constitué par trois accéléromètres verticaux, deux sont disposés à chaque extrémité des ailes d'un aéronef et l'autre à l'intersection des axes principaux. Malheureusement, ce système ne montre pas comment déterminer la flexion et/ou la charge de la voilure en fonction du temps, pendant le vol de l'aéronef et de vérifier la cohérence de paramètres aérodynamiques.

De la publication KR 2012 0025 027 est connu un dispositif comprenant au moins un DGPS pour connaitre l'emplacement d'un bateau et pour déterminer avec précision les valeurs de l'emplacement et le mouvement d'un navire, notamment, l'angle de tangage, de roulis dudit navire. Cependant, les antennes GPS dudit dispositif ne sont pas coordonnées entre elles. De

plus le dispositif n'est pas adapté à un aéronef du fait de la structure complexe et très différente d'un l'aéronef et ne permet pas de déterminer les paramètres aérodynamiques et géométriques de l'aéronef, notamment la flexion de la voilure et/ou la charge aérodynamique sur ladite voilure.

De la publication US 6 002 362 est connu un système de mesure de position et de commande d'un appareil mobile tel qu'un camion comprenant au moins une antenne GPS susceptible de recevoir un signal GPS et un récepteur GPS relativement immobile, installé dans une position où ses coordonnées géométriques sont connues avec précision. Malheureusement le système est un DGPS et peut donc être écarté de l'état de la technique du domaine technique en cause ici.

Les brevets US 2002/029110, US 4 990 922, US 2009/164067 et W0 98/29757 font partie de l'arrière-plan technologique. Ils décrivent d'autres combinaisons de certaines caractéristiques de la revendication 1 mais aucun de ces documents décrit l'ensemble des caractéristiques de la revendication une de la présente invention. Ces dits documents ne décrivent ni ne suggèrent donc le dispositif ou le procédé présenté dans les revendications du présent brevet d'invention. Ces dits documents ni ne décrivent ni même ne suggèrent le calcul de l'angle d'assiette, et de l'inclinaison, chacun à partir principalement des coordonnées par rapport à un repère fixe terrestre d'une certaine combinaison d'antennes, comme revendiqué par la présente invention. Par conséquent, l'invention peut être considérée comme attaquant de manière non-évidente le problème de calculer l'angle d'assiette et d'inclinaison d'un aéronef sur la base d'un système d'antennes GPS et notamment si les antennes sont disposées comme revendiqué.

Il est à remarquer que les systèmes vitaux de pilotage ne possèdent pas en eux-mêmes la possibilité de vérifier les résultats qu'ils fournissent comme c'est le cas, par exemple des chaines anémométriques et des chaines gyroscopiques. Pour cette raison deux éléments redondés ne sont pas suffisants pour assurer la sécurité en cas de panne d'un élément. Il est nécessaire de placer trois éléments identiques pour vérifier l'élément qui est en panne et ceux qui fonctionnent. Le fait d'avoir un système possédant en lui-même un moyen de vérification de bon fonctionnement est un avantage significatif en termes de masse de volume et de prix, car il suffit de le redonder deux fois au lieu de trois.

Le but principal de la présente invention est donc de fournir un système de mesure précis d'un ou de plusieurs paramètres vitaux de pilotage indépendamment des systèmes classiques qui sont :

- les chaines aérodynamiques basées principalement sur la mesure des pressions totales et des pressions statiques, et éventuellement de la température, englobant également en général les chaines de mesure d'angle d'incidence et d'altitude qui proviennent principalement des mesures de pression statiques,

- les chaines gyroscopiques qui donnent principalement les angles d'assiette et d'inclinaison et de cap ainsi que le positionnement par rapport à un repère fixe terrestre, et éventuellement les dérivées première et seconde des angles d'assiette, d'inclinaison et de cap

et des positions en fonction du temps,

Les systèmes gyroscopiques doivent être de grande précision, notamment pour les aéronefs long-courriers car ces systèmes dérivent dans le temps et ne peuvent être recalés facilement en vol avec grande précision. Leur masse, leur prix et leur coût de maintenance augmentent également fortement avec le niveau de précision requis.

Il est probable qu'en 2020-2022, le coût de possession, la masse, et l'encombrement soient plus faibles pour un système GPS que pour un système gyroscopique.

Il est également probable qu'en 2020-2022 la précision et la fiabilité d'un système GPS, compte tenu du nombre de satellites accessibles (supérieur à 100) soient similaire sinon meilleures que celles obtenues par les systèmes gyroscopiques, notamment pour les aéronefs long-courriers.

Un autre but important de l'invention est de proposer un système qui possède en lui-même les moyens de s'auto-vérifier. En effet les chaines gyroscopiques et les chaines aérodynamiques ne peuvent s'auto-vérifier et il est nécessaire de tripler leur nombre pour obtenir une fiabilité correcte.

Un autre but est de pouvoir « panacher » plusieurs technologies pour améliorer la redondance vraie et par la même améliorer la sécurité.

Un autre but est de pouvoir effectuer de nombreuses taches avec un seul système. Le système proposé, objet de l'invention permettra de réaliser plusieurs taches simultanément telles que :

- amélioration des données GPS en effectuant par exemple la moyenne des informations fournies par les quatre antennes GPS,
- remplacement d'une chaine gyroscopique ou vérification des chaines gyroscopiques afin de confirmer la chaine donnant des indications correctes notamment en cas de double panne simultanée ou pendant un même vol,
- remplacement d'une chaine anémométrique ou vérification des chaines anémométriques afin de confirmer la chaine donnant des indications correctes, notamment en cas de double panne simultanée ou pendant un même vol,
- mesure de la flexion de voilure en tenant compte de la masse de carburant contenue dans la voilure et permettant de limiter les contraintes structurales en fonctions de la flexion de voilure vraie et non pas en fonction de l'accélération seulement.
- gain de poids, d'encombrement, de prix, de coût de maintenance, de fiabilité, et de sécurité.

En effet pour assurer le niveau désiré de fiabilité des aéronefs, les systèmes actuels de pilotage et de navigation doivent être redondés. Souvent les chaines de mesure et de calcul sont triplées, pour pouvoir effectuer un « vote » et connaitre la donnée erronée à partir des deux données similaires jugées non erronées. Relativement peu fréquent, le cas de double panne simultanée n'est pas prévu et pose de nombreux problèmes de compréhension au pilote. Bien que la probabilité d'un cas de double panne parfaitement simultanée est très faible, le cas de double panne dans un même vol, notamment lors d'un vol long-courrier est plus grande

Afin d'améliorer encore la sécurité il est nécessaire de concevoir un système fournissant, au

moins les informations vitales nécessaires pour conduire en toute sécurité un aéronef, et ceci sans utiliser les systèmes actuels. Ces dites informations vitales étant :

- la vitesse anémométrique horizontale,
- l'altitude,
- le cap géographique,
- l'assiette et/ou l'incidence et/ou l'inclinaison
- la vitesse verticale,
- la flexion de voilure,

Dans la description qui suit, les termes listés ci-après auront la définition suivante :

- Référentiel : Système de repérage permettant de situer un solide dans l'espace et dans le temps. Il est idéalement constitué d'un trièdre ou repère spatial, et d'une horloge ou repère temporel.
- Référentiel prédéfini : Système de repérage idéalement défini, connu avec précision.
- biunivoque: une liaison où à un élément d'un ensemble correspond un élément et un seul de l'autre ensemble. Exemple pour un x d'un ensemble correspond un élément et un seul y de l'autre ensemble et réciproquement.
- Position absolue métrique d'un point d'un aéronef par rapport à un repère fixe : positionnement tridimensionnel précis de ce dit point à un ou quelques mètres près.
- Position relative centimétrique d'un point d'un aéronef : positionnement relatif tridimensionnel d'un point de l'aéronef par rapport à un autre point de l'aéronef et/ou positionnement tridimensionnel dans un repère fixe aéronef, ces dits positionnements étant connus à un ou quelques centimètres près.
- « GPS » : appelé en anglais « Global Postionning System » : système mondial de positionnement par satellites. Nous engloberons par ce terme les autres systèmes de positionnement satellitaire existants ou en cours de développement :
    - « GLONASS » : système de positionnement par satellites d'origine soviétique
    - « GALILEO» : système de positionnement par satellites développé par l'Union européenne dont le déploiement doit s'achever vers 2020.
    - « BEIDOU » également nommé « COMPAS$ » est un système de navigation et de positionnement par satellites chinois en cours de déploiement qui devrait devenir complètement opérationnel en 2020.
- Vitesse anémométrique : vitesse de l'aéronef par rapport à la masse d'air environnante exprimée généralement en nœuds ou en Mach.
- Altitude pression: altitude par rapport à la mer calculée à partir de valeur de pressions statiques.
- Incidence anémométrique : angle d'incidence de l'aéronef par rapport à la masse d'air environnante exprimée généralement en degrés, également appelé angle d'attaque ou incidence, obtenue en général à partir d'une sonde d'incidence.
- Vitesse verticale anémométrique: vitesse verticale de l'aéronef par rapport à la masse d'air

environnante exprimée généralement en pieds par minute et obtenue à partir des variations de pressions statiques,

- dérapage anémométrique : angle de dérapage par rapport à la masse d'air environnante exprimé généralement en degrés, et obtenu à partir d'une sonde de dérapage ou des différences de pressions statiques gauche/droite ou à l'aide d'un fil de laine sur planeurs.

- Winglet : saumon d'aile continuant l'aile vers le haut et/ou vers le bas.

- Extrémité de l'aile : partie de l'aile située dans la moitié extérieure de l'aile. Par exemple si une aile a une envergure de 30 mètres par rapport au plan de symétrie avion, la partie extrémité de l'aile est située entre 15 et 30 mètres du plan de symétrie avion.

- Sharlets : structure de bout d'aile améliorant les performances aérodynamiques de la voilure.

- Pseudo-distance : c'est la distance calculée entre deux points à partir du temps mesuré que met une onde électromagnétique pour joindre ces deux points en estimant la vitesse de cette onde électromagnétique cheminant dans le milieu considéré.

Il est à remarquer, à titre liminaire, que le système GPS n'est pas aujourd'hui suffisamment précis et fiable pour être utilisé seul comme moyen de pilotage. Il est toutefois probable qu'à l'horizon 2020-2022, des progrès importants soient réalisés par l'introduction des systèmes européens et chinois ainsi que l'amélioration des systèmes russes et américains. Aujourd'hui une vingtaine desatellites sont utilisés pour calculer les coordonnées de points terrestres ou aériens, mais il est probable que leur nombre dépassera la centaine à l'horizon 2020 ou 2022. La couverture sera donc nettement améliorée. D'autre part les grands aéroports seront pourvus, à cette date, de balises fixes améliorant considérablement la précision des systèmes GPS pour l'atterrissage et le décollage. Il est donc nécessaire d'anticiper cette avancée technologique quasi-certaine et de mettre au point des systèmes embarqués précis et fiables qui pourront profiter de cette avancée technologique.

Il est important de remarquer que les dimensions d'un aéronef sont faibles par rapport aux distances existant entre les satellites et l'aéronef. En effet l'envergure d'une voilure d'un aéronef civil gros porteur est de l'ordre de 80 mètres et la longueur de fuselage de 70 mètres environ (pour l'AIRBUS A380 par exemple), alors que la distance entre les satellites et l'aéronef est de l'ordre de 20 000 mètres. D'autre part les erreurs de mesure de temps de vol des ondes électromagnétiques sont dues principalement à des phénomènes atmosphériques. Les rayons électromagnétiques provenant d'un satellite et arrivant sur plusieurs points de l'aéronef subissent les mêmes perturbations. En conséquence les mesures relatives de position entre deux points d'un aéronef sont très précises dans la mesure où les antennes sont « coordonnées ». On estime à un ou quelques centimètres la précision des coordonnées relatives entre deux points d'un aéronef bien que la précision absolue de la mesure soit égale à un ou plusieurs mètres.

L'invention parvient à résoudre les problèmes techniques énoncés précédemment en proposant un dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A comprenant au moins un pilote P, ledit aéronef comprenant un fuselage F, une voilure sensiblement flexible constituée par une aile gauche AG et une aile droite AD, ledit aéronef A comprenant une partie avant et une partie arrière, une partie supérieure et une partie inférieure, un point O situé sensiblement au centre de l'aéronef, un axe longitudinal OX dirigé vers l'avant de l'aéronef, un axe latéral OY dirigé vers la droite pilote, un axe vertical OZ dirigé vers le haut de l'aéronef, les axes OX, OY, et OZ constituant un repère OXYZ orthogonal lié à l'aéronef, le plan OXZ constituant le plan de symétrie de l'aéronef, le plan OXY constituant le plan dit horizontal de l'aéronef, le plan OYZ séparant la partie avant de la partie arrière de l'aéronef, et une peau externe isolant l'aéronef de l'atmosphère extérieure, comprenant en outre

- un cockpit C situé dans l'aéronef A dans lequel se trouve le pilote P,
- et une planche de bord PD située dans le cockpit C, où sont situés la plus part des indications permettant au pilote de piloter l'aéronef en toute sécurité,
- et au moins une chaine aérodynamique AIRDATA permettant de calculer à chaque instant principalement la vitesse anémométrique, l'altitude pression, l'incidence anémométrique, la vitesse verticale anémométrique, et éventuellement le dérapage anémométrique,
- et au moins une chaine gyroscopique CG permettant de connaitre par rapport à un repère fixe terrestre, à chaque instant, principalement l'assiette, l'inclinaison et le cap, ainsi que les coordonnées tridimensionnelles d'au moins un point de l'aéronef par rapport à un repère fixe terrestre, ainsi que les dérivées première et éventuellement seconde de ces dites coordonnées tridimensionnelles.

et comprenant en outre

- quatre antennes GPS A1, A2, A3 et A4, toutes situées sur la peau externe de l'aéronef et sur la partie supérieure de l 'aéronef, l'antenne A1 étant située à l'avant, l'antenne A2 étant située à l'arrière, l'antenne A3 étant située à l'extrémité de l'aile gauche AG, l'antenne A4 étant située à l'extrémité de l'aile droite AD,
- un faisceau reliant ces dites quatre antennes GPS à un boitier électronique de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS, permettant de connaitre à chaque instant,
  - avec une précision métrique, les trois coordonnées tridimensionnelles par rapport à un référentiel fixe terrestre, des quatre antennes A1, A2, A3, et A4,
  - avec une précision centimétrique les coordonnées tridimensionnelles des quatre antennes A1, A2, A3, et A4 par rapport à un repère fixe aéronef,
- et un moyen de calcul MCP établissant, à chaque instant, avec précision la position d'au moins un point de l'aéronef par rapport à un repère fixe terrestre à partir des coordonnées tridimensionnelles métriques des antennes A1 et/ou A2 et/ou A3 et/ou A4, et éventuellement établissant, à chaque instant, avec précision les dérivées première et/ou seconde de ces dites coordonnées tridimensionnelles métriques,
- et un moyen de calcul MCA1 établissant, à chaque instant, l'angle d'assiette, avec une

précision comprise entre 0,01 et 0,5 degré, à partir principalement des coordonnées par rapport à un repère fixe terrestre, des antennes A1 et A2,

- et un moyen de calcul MCA2 établissant, à chaque instant, l'inclinaison, avec une précision comprise entre 0,01 et 0,5 degré, à partir principalement des coordonnées par rapport à un repère fixe terrestre, des antennes A3 et A4,

- et un moyen de calcul MCA3 établissant, à chaque instant, le cap géographique avec une précision comprise entre 0,01 et 0,5 degré, à partir des coordonnées tridimensionnelles par rapport à un repère fixe terrestre des antennes A1, A2, et/ou éventuellement à partir des antennes A3 et A4,

- et un moyen de vérification MV du bon fonctionnement du dispositif.

Avantageusement ledit dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage comprend en outre un moyen de calcul MCFV définissant à chaque instant la valeur de la flexion algébrique de la voilure FV avec une précision centimétrique, à partir des coordonnées tridimensionnelles relatives centimétriques, des antennes A1, A2, A3, et A4,

Avantageusement ledit dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage comprend en outre

- un moyen de contrôle MCCG d'au moins une chaine gyroscopique CG vérifiant que les valeurs d'assiette et/ou d'inclinaison et/ou de cap et/ou de vitesse sol, obtenues par la chaine CG, sont proches, respectivement, des valeurs d'assiette et/ou d'inclinaison et/ou de cap et/ou de vitesse sol obtenues à partir des données de coordonnées tridimensionnelles fournies par les quatre antennes A1, A2, A3 et A4,

- et/ou un moyen de contrôle MCAIRDATA de la chaine anémométrique AIRDATA vérifiant que les valeurs de vitesse anémométrique et/ou d'incidence et/ou de pression statique obtenues par la chaine anémométrique AIRDATA sont cohérentes avec la valeur de la flexion voilure FV mesurée, en tenant compte des lois de flexion de la voilure en fonction de la vitesse, de l'incidence, et de la densité de l'air, et en prenant en compte éventuellement la configuration (becs et volets) donnée, la masse carburant contenue dans la voilure et l'accélération verticale,

Avantageusement le moyen de vérification MV du bon fonctionnement du système calcule à chaque instant, notamment les distances spatiales existant entre les positions de antennes A1, A2, A3, et A4 et/ou vérifie qu'elles sont comprises respectivement entre des valeurs minimales et maximales prédéterminées, et calcule et vérifie en outre que les distances spatiales A1-A3 et A1-A4 sont sensiblement égales et calcule et vérifie en outre que les distances spatiales A2-A3, et A2-A4 sont aussi sensiblement égales, et vérifie en outre, éventuellement, que la valeur de la flexion algébrique de voilure est comprise entre une valeur minimale et une valeur maximale prédéfinies.

Avantageusement le moyen de gestion et de coordination des dites quatre antennes GPS, permettant de connaitre à chaque instant t la flexion algébrique de la voilure, obtient la valeur de la flexion algébrique de la voilure FV en calculant la différence existant entre la distance existant entre le segment de droite A1-A2 et le segment de droite A3-A4 à l'instant t et la

distance existant entre le segment de droite A1-A2 et le segment de droite A3-A4 à l'instant initial t0 pris comme référence (par exemple lorsque l'aéronef est au sol et à vide).

Avantageusement ledit dispositif de mesure et de contrôle comprend en outre un moyen de calcul permettant,

- en fonction de la position tridimensionnelle absolue précise des quatre antennes GPS A1, A2, A3, A4 par rapport à un référentiel fixe terrestre et des positions tridimensionnelles très précises relatives à un référentiel aéronef des quatre antennes GPS A1, A2, A3, A4,
- et en fonction des lois de rigidité de la voilure, des lois de portance en fonction de l'incidence, de la vitesse, de la densité de l'air et éventuellement
  - en fonction de la masse de carburant présente dans les ailes,
  - et en fonction de l'accélération subie par l'aéronef, de la masse totale,
  - et en fonction éventuellement du centrage et de la pression statique au niveau de la mer au-dessus de l'endroit survolé, de vérifier le bon fonctionnement des chaines aérodynamiques AIRDATA en comparant à chaque instant au moins la vitesse anémométrique et/ou l'angle d'incidence anémométrique et/ou la vitesse verticale anémométrique en calculant à partir de lois prédéfinies la flexion de voilure calculée FC et en la comparant avec la valeur FV obtenue à partir des coordonnées des antennes A1, A2, A3 et A4, et en vérifiant que FV-FC est inférieure en valeur absolue à une valeur prédéfinie DELTAF telle que :

DELTAF > ABS(FV-FC)

Avantageusement l'antenne A1 est située entre 1 et 5 mètres de la pointe avant de l'aéronef, l'antenne A2 est située sur le saumon de dérive, et les antennes A3 et A4 sont situées sur la partie supérieure des saumons d'ailes (ou des « winglets »).

Avantageusement les antennes A3 et A4 sont placées sensiblement symétriquement par rapport au plan de symétrie avion.

Une voilure comprend généralement un caisson structural de voilure constitué par un longeron avant, un longeron arrière et une peau supérieure (située à l'extrados de l'aile) et une peau inférieure à l'intrados de l'aile. Les voilures d'avions civils comprennent en outre un ou plusieurs ailerons intérieurs (situés près de l'emplanture) et un ou plusieurs ailerons extérieurs situés en bout d'aile. Entre les ailerons intérieurs et extérieurs sont placés des volets. Les voilures comportent également des becs placés à l'avant de la voilure. Au bout de la voilure sont généralement placés des saumons d'ailes ou des « winglets » ou des « sharklets ».

Avantageusement les antennes A3 et A4 sont respectivement placées sur la partie supérieure de la voilure

- soit dans la zone délimitée par le longeron arrière, le bord de fuite, et entre les volets et les ailerons extérieurs,
- soit dans la zone comprise entre les becs, à l'avant du longeron avant,
- soit sur le saumon d'aile si l'aile ne comprend pas de « winglet » ni de « sharklet »
- soit dans la partie supérieure des « winglets » ou des « sharklets » si la voilure en est pourvue.

Il est à remarquer que deux points définissent un vecteur (et son opposé), trois points définissent trois vecteurs (et leurs opposés) et quatre points définissent 6 vecteurs (et leurs opposés). Les quatre antennes des systèmes GPS peuvent fournir directement les coordonnées des 6 vecteurs correspondants aux quatre antennes.

Avantageusement le moyen de calcul utilise principalement les coordonnées des vecteurs A1-A2 pour le calcul de l'assiette, le vecteur A3-A4 pour l'angle de roulis et la bissectrice de l'angle formé par les deux vecteurs A1-A3 et A1-A4 pour le cap. Des corrections peuvent alors être appliquées en fonctions des autres paramètres et des autres vecteurs.

Il est particulièrement avantageux de placer un récepteur associé à chaque antenne, près de l'antenne correspondante afin d'avoir un fil coaxial de liaison entre chaque antenne et son récepteur de faible longueur. En effet le coaxial de liaison entre l'antenne et le récepteur est relativement lourd et crée des pertes diminuant la force du signal et donc la performance d'ensemble. Il est alors avantageux de placer une liaison filaire ou optique entre les récepteurs et le boitier de coordination central pour coordonner les antennes, échanger les informations entre les antennes notamment le temps GPS ou le temps de référence atomique universel ainsi que les instants précis de prélèvements de mesure de chaque antenne.

Il est alors très avantageux de placer près ou dans chaque récepteur un ou deux accéléromètres coordonnés avec les antennes afin de fournir en temps réel et chaque fois qu'une mesure de position est fournie, également la valeur des accélérations de la structure prés de chaque antenne. En effet la connaissance des valeurs d'accélération près de chaque antenne permet :

- de lisser les valeurs des coordonnées de chaque point et d'éliminer les bruits de la mesure,

- de discriminer les chargements symétriques des chargements dissymétriques notamment pour ce qui concerne la voilure, en considérant par exemple la valeur de la différence des accélérations des deux extrémités de voilures. En effet si les accélérations sont identiques aux deux extrémités de voilure il est possible d'en conclure que le chargement est symétrique, et dissymétrique dans le cas contraire. Par exemple, à vitesse moyenne, lors d'un brusque coup de manche à gauche, l'aileron externe droit se baisse augmentant brusquement la portance au niveau de l'aileron externe droit et l'aileron externe gauche se baisse, diminuant la portance au droit de l'aileron externe gauche. L'extrémité de l'aile droite est entrainée vers le haut brusquement alors que l'extrémité de l'aile droite est entrainée vers le bas, avant même que le plancher où sont placés les gyroscopes n'ait le temps de tourner. Afin de faire correspondre exactement les valeurs d'attitude fournies par le système et les gyroscopes, à chaque instant, il est nécessaire de traiter ce phénomène transitoire. Pour cela des calculs et des essais permettront de définir la fonction liant ce décalage transitoire d'angle de roulis avec la différence d'accélération des deux antennes A3 et A4.

- de déceler les sauts de phase et de les traiter en extrapolant les positions précédentes mesurées par chaque antennes en tenant compte des accélérations de chaque antennes. Par

exemple si l'accélération est faible, et si la position fournie par les antennes varie brusquement de plusieurs centimètres, un saut de phase aura eu lieu et les valeurs données des coordonnées pour cette antenne ne pourra être considérée, sauf si le même saut de phase a été vu par les quatre antennes. Dans ce cas les coordonnées des vecteurs joignant les antennes seront toujours utilisables. Pour chaque antenne, tant que les coordonnées fournies par chaque antenne ne seront pas identiques (à une précision prédéterminée près) à la valeur des coordonnées obtenues par extrapolation des valeurs précédentes en tenant compte des accélérations mesurées, alors le calcul de positionnement utilisera les coordonnées extrapolées en tenant compte des accélérations. Dans le cas où le temps pendant lequel une différence significative (par exemple 3 secondes) existerait entre la valeur des coordonnées mesurées par chaque antenne et les valeurs extrapolées en tenant compte des accélérations, alors le satellite responsable du saut de phase sera remplacé par un autre satellite. Pour cela la distance de chaque satellite utilisé sera mise en mémoire au moins pendant plusieurs secondes pour vérifier si la distance fournie par ce satellite est bien en accord avec l'accélération fournie par l'accéléromètre placé près de l'antenne considérée. Pour cela le calcul de l'accélération dans la direction du satellite ADS considéré sera réalisé à partir de la valeur des accélérations dans les trois axes, des trois angles d'attitude de l'aéronef et de la position relative entre l'aéronef et le satellite considéré. Si une variation rapide de la distance entre une antenne et un satellite est décelée et que cette accélération n'est pas en accord avec la valeur de l'accélération ADS alors l'information fournie par ce satellite sera remplacée par un autre satellite. Si une variation rapide de distance entre une antenne et un satellite apparait, il est probable que la même variation de distance soit perçue entre ce même satellite et les autres antennes.

Il est très avantageux également de calculer à partir

- de l'accélération tridimensionnelle mesurée par chaque accéléromètre situé près de l'antenne,
- des angles d'attitude de l'aéronef calculés précédemment, et
- de la pseudo-distance entre une ou plusieurs antennes et un ou plusieurs satellites visibles

la distance extrapolée qu'il devrait exister entre chaque antenne et chaque satellite et de vérifier l'absence ou la présence de saut de phase pour chaque satellite et pour chaque pseudo-distance existant entre chaque antenne et chaque satellite. Dans le cas où un saut brusque de phase serait déceler entre une ou plusieurs antennes et un satellite, les données fournies par ce satellite serait momentanément remplacée par celles fournies par un autre satellite ou extrapolées à partir de données précédentes en tenant compte de l'accélération dans la direction du satellite défaillant.

Très avantageusement un moyen MMM permet de calculer et de mettre en mémoire régulièrement et de comparer, à chaque instant t, par exemple 20 fois par seconde

- la pseudo-distance existant entre au moins les satellites utilisés à l'instant t et les quatre antennes,

- La pseudo distance extrapolée à l'instant t, à partir des positions précédentes en utilisant les angles d'attitude de l'avion, les angles de visée des satellites utilisés, et les accélérations de chaque antenne mesurées par les accéléromètres tridimensionnels situé près de chaque antenne.

Ce moyen MMM permet de comparer les deux pseudos distances précédentes si ces deux valeurs sont brutalement différentes, il est possible d'en déduire qu'un saut de phase a eu lieu pour ce qui concerne la liaison entre ce satellite et les antennes correspondantes. Dans la mesure où un saut de phase entre ce satellite et les antennes correspondantes a eu lieu, on peut soit ne plus utiliser ce satellite et en choisir un autre, soit utiliser les valeurs extrapolées des pseudos distances pendant une période courte (5 secondes par exemple).

Avantageusement les coordonnées tridimensionnelles absolues et relatives des quatre antennes sont prélevées par exemple tous les dixièmes de secondes et lissées par un moyen classique de moyenne glissante, afin de minimiser les bruits de mesure et/ou les oscillations structurales.

Avantageusement une des antennes GPS A3 (ou A4) est remplacée par un moyen de mesure de la flexion voilure constitué par un ensemble de jauges de contraintes placées sur la voilure, et où un moyen de calcul permet de calculer la position d'une extrémité de voilure à partir de la position des antennes A1, A2 et A4 (ou A3) et de la valeur de la flexion de voilure calculée à partir des jauges de contraintes.

Il est avantageux de placer chaque récepteur dans une enceinte ayant une température régulée par une résistance chauffante afin de maintenir une température supérieure à une température minimale égale par exemple à -40°C. En effet certains récepteurs ne peuvent accepter de températures trop basses inférieures à -40° alors que l'aéronef peut se trouver à -60°C.

En outre, avantageusement, le moyen de gestion et de coordination des quatre antennes GPS, permettant de connaitre à chaque instant, avec précision la position tridimensionnelle par rapport à un référentiel fixe terrestre, d'un ou de plusieurs points de l'aéronef, utilise la moyenne arithmétique des coordonnées spatiales des quatre antennes A1, A2, A3 et A4.

Procédé de fonctionnement d'un dispositif de mesure et de contrôle des paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, comprenant les étapes suivantes prises dans un ordre quelconque ou successivement les unes après les autres dans lesquelles

a) dans une position initiale PO correspondant à un temps t0, par exemple au sol, à l'arrêt juste avant le roulage, on mesure les positions des antennes GPS. Dans ce cas les pleins de carburant sont connus ainsi que la charge utile (passagers et fret) ainsi que la température. L'accélération au sol est égale à un g. On peut ainsi vérifier le bon fonctionnement du dispositif dans la mesure où les positions des quatre antennes GPS sont connues avec précision.

b) en vol, les quatre antennes GPS A1, A2, A3 et A4 communiquent les données GPS au moyen de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS.

c) le moyen de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS calcule à chaque instant

- avec une précision métrique, la position tridimensionnelle par rapport à un référentiel fixe terrestre, des quatre antennes A1, A2, A3, et A4,

- avec une précision centimétrique la position relative des quatre antennes A1, A2, A3, et A4 les unes par rapport aux autres,

- avec une précision meilleure que le demi-degré, les angles d'assiette, d'inclinaison, et de cap,

- avec une précision meilleure que le degré, l'angle de dérive,

d) un moyen de vérification MV du bon fonctionnement du système calcule et vérifie, à chaque instant, notamment les distances existant entre les antennes A1, A2, A3, et A4 et en vérifiant notamment qu'elles sont comprises respectivement entre des valeurs maximales et minimales prédéterminées, et en calculant et en vérifiant en outre que les distances spatiales A1-A3 et A1-A4 sont sensiblement égales et en calculant et en vérifiant que les distances spatiales A2-A3, et A2-A4 sont sensiblement égales,

e) si les distances A1-A3 et A2-A3 et/ou les distances A2-A3 et A2-A4 ne sont pas égales respectivement ou si, ne serait-ce qu'une distance calculée entre les antennes, ne serait pas comprises entre les valeurs prédéterminées, alors un message de non fonctionnement du système sera envoyé au pilote,

f) un moyen de calcul MCFV définit en outre, à chaque instant les valeurs de la flexion de la voilure FV avec une précision centimétrique,

g) dans le cas où le moyen MV de vérification estimerait que la valeur de la flexion de voilure est excessive et/ou impossible alors, un message de non fonctionnement du système sera envoyé au pilote,

h) un moyen de contrôle de la chaine anémométrique AIRDATA vérifie que les valeurs de la vitesse anémométrique, de l'incidence et de la pression statique obtenues par la chaine anémométrique AIRDATA sont cohérentes avec la valeur de la flexion voilure FV, en prenant en compte éventuellement la configuration (becs et volets) et/ou la masse carburant et/ou la charge utile donnée, et l'accélération,

i) dans le cas où le moyen de contrôle de la chaine anémométrique AJRDATA estime que les valeurs de la vitesse anémométrique, et/ou de l'incidence , et/ou de la pression statique obtenues par la chaine anémométrique AIRDATA sont incohérentes avec la valeur de la flexion voilure FV, alors un message d'erreur est envoyé au pilote,

j) un moyen de contrôle de la chaine gyroscopique CG vérifie que les valeurs de vitesse sol, d'assiette, et d'inclinaison obtenues par la chaine CG, sont proches, respectivement, des valeurs de vitesse sol, et/ou d'assiette et/ou d'inclinaison obtenues à partir des données de coordonnées spatiales fournies par le moyen de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS A1, A2, A3, A4,

k) dans le cas où le moyen de contrôle de la chaine gyroscopique CG estime que les valeurs de la vitesse sol, et/ou de l'assiette et/ou de l'inclinaison obtenues par la chaine CG est/sont

incohérente(s) avec la valeur de la flexion voilure FV, alors un message d'erreur est envoyé au pilote.

Il est également avantageux de définir un procédé permettant de définir les valeurs de paramètres important pour le pilotage dans deux cas différents au sol et en vol. En effet il est possible de définir facilement si l'avion est au sol ou en vol par le contacteur présent dur le train d'atterrissage avant. En effet ce contacteur permet notamment d'interdire le déploiement des inverseurs de poussés lorsque l'avion est en vol. Les équilibres et la flexion de voilure sont quelque peu différents si l'avion est au sol ou est en vol. En effet, au sol, le poids de l'avion est supporté par les trains d'atterrissage, alors qu'en vol c'est la voilure qui principalement équilibre le poids de l'avion. La flexion de voilure est quelque peu différente et les corrections à apporter sont différentes.au sol les lois de correction seront différentes des lois de correction en vol.

Il est avantageux de vérifier le système au sol. Pour cela il est possible de rentrer le relief du tarmac de façon précis (à un ou plusieurs centimètres près), afin de pouvoir vérifier avec précision la position des roues de l'aéronef et de vérifier notamment l'assiette, le roulis et le cap.

Il est avantageux de connaitre le relief près des aéroports avec précision afin de vérifier que les radioaltimètres fonctionnent correctement. En effet en connaissant avec précision le relief et la position spatiale de l'aéronef, il est possible de vérifier que les radioaltimètres fonctionnent correctement. En cas de panne d'un radioaltimètre, il est possible de confirmer quel radioaltimètre fonctionne et quel radioaltimètre ne fonctionne pas.

Il est avantageux de placer au-dessus de l'antenne un capotage ayant la forme aérodynamique optimale, et d'accorder l'antenne en fonction de ce radome.

Il est avantageux de placer le récepteur et éventuellement l'accéléromètre dans un boitier de protection, ce boitier étant fixé de façon rigide ou souple sur la structure, et la carte du récepteur étant montée souple dans le boitier afin que les petites vibrations de la structure n'influencent pas les valeurs obtenues par l'accéléromètre et protège le récepteur des fortes accélérations comme les chocs par exemple.

Il est avantageux de connaitre en temps réel pour le pilote et en temps différé pour la maintenance, la position, la vitesse et l'accélération de chaque train de roues des trains d'atterrissage. En effet les avions se posent souvent sur une roue, notamment lors d'atterrissages par vent de travers, et il est important pour suivre la fatigue de chaque train d'atterrissage et de connaitre les efforts (les vitesses et les accélérations dans les trois axes) subis par chaque train d'atterrissage. Le système proposé, permet de calculer avec précision, la position, la vitesse, et l'accélération dans les trois directions de chaque roue notamment à l'atterrissage ou au décollage. Ces informations peuvent être mis en mémoire et transférée au responsable de maintenance afin d'effectuer un suivi précis des efforts subis par chaque train d'atterrissage.

Il est important de remarquer qu'entre deux points il est possible de définir un vecteur (et son opposé), entre trois points il est possible de définir 3 vecteurs (et leurs opposés), et entre quatre points il est possible de définir 6 vecteurs (et leurs opposés). Il est également important de

remarquer que les coordonnées des vecteurs joignant des points proches sont des données de base du système GPS. Dans notre cas, avec quatre antennes, il est avantageux d'extraire un ou plusieurs des six vecteurs disponibles qui sont des données de base (en anglais « raw data ») et qui sont donc entachée d'une erreur très faible. Il est donc possible de vérifier à chaque pas de calcul l'exactitude des coordonnées d'un vecteur en les comparant avec la somme des coordonnées des deux vecteurs adjacents.

Il est donc avantageux de définir le procédé de calcul suivant, pris dans l'ordre suivant ou dans un ordre légèrement différent :

- mise en route
- prélèvement des données invariantes (coordonnées des antennes dans le repère aéronef, distances entre les antennes au sol, relation de rigidité en flexion et torsion de la voilure et du fuselage, correspondance entre flexion voilure et flexion fuselage, ...
- à chaque pas de calcul (par exemple à chaque vingtième de seconde), les calculs suivants sont réalisés
  - prélèvement des cordonnées des vecteurs A1-A2 , A1-A3, A1-A4, et A3-A4
  - prélèvement des valeurs de l'accélération tridimensionnelle de chaque antenne
  - calcul de l'accélération existant pour chaque antenne dans la direction de chaque satellite à partir des angles d'attitude de l'aéronef et la position spatiale de chaque satellite.
  - prélèvement de la pseudo-distance existant entre chaque satellite sélectionné et chaque antenne, ces données étant fournies à chaque instant par le système GPS
  - vérification de la non variation brusque de la pseudo-distance fournie par le système GPS entre chaque satellite sélectionné et chaque antenne par comparaison entre cette dite pseudo-distance obtenue par le système GPS et la pseudo-distance obtenue par extrapolation de la pseudo-distance à partir des données précédente et de l'accélération calculée dans la direction du satellite correspondant.
  - si la pseudo-distance calculée à l'étape précédente et celle obtenue par le système GPS sont brusquement différente, on pourra en conclure qu'il y a eu un saut de phase et donc qu'il faut utiliser un autre satellite ou extrapoler les valeurs de position précédentes en tenant compte des valeurs des accélérations mesurées pour cette antenne considérée.
  - On calcule les coordonnées du vecteur perpendiculaire aux vecteurs A1-A2 et au vecteur A3-A4. Ce vecteur est appelé W,
  - à partir de la longueur du vecteur W et de tables prédéfinies, on en déduit la flexion de voilure FV et la flexion de fuselage FF,
  - à partir de la flexion de fuselage on en déduit l'angle de rotation du plancher où sont placés les gyroscopes des chaines gyroscopiques,
  - à partir des mesures d'accélérations on en déduit si les charges aérodynamiques sont symétriques ou dissymétriques par comparaison des accélérations mesurées en deux points opposés. Par exemple en calculant la différence des accélérations entre les points A3 et A4 dans la direction Z, on peut en déduire à partir de tables prédéterminées, si la charge

aérodynamique est symétrique (dans le cas où cette différence est nulle) ou si la charge aérodynamique est dissymétrique (dans le cas où cette différence n'est pas nulle) et alors en déduire la valeur de l'angle de correction qu'il faut apporter au roulis pour « coller » avec les valeurs fournies par les chaines gyroscopiques.

- à partir des résultats précédents, on calcule
  - l'assiette principalement à partir du vecteur A1-A2, de la flexion fuselage et de la flexion de plancher où sont placées les gyroscopes
  - le roulis principalement à partir du vecteur A3-A4et des valeurs des accélérations notamment les accélérations en Z des points A3 et A4
  - le cap principalement à partir de la bissectrice de l'angle formé par les vecteurs A1-A3 et A1-A4
  - le dérapage calculé à partir de l'angle formé entre les vecteurs A1-A2 et la bissectrice de l'angle formé par les vecteurs A1-A3 et A1-A4
- à partir des résultats précédents,
  - on vérifie la validité des informations des chaines anémométriques et en cas de valeurs différentes données par certains capteurs des chaines anémométriques, effectuer les levers de doute afin de ségréguer les indications vraies fournies aux pilotes des indications erronées.
  - à basse hauteur (inférieure à 2500 pieds sol) vérifier la validité des informations fournies par les radioaltimètres par comparaison des altitudes fournies avec un relief préenregistré
  - près du sol au décollage et/ou à l'atterrissage, mesurer les positions, vitesse, et accélération de chaque train d'atterrissage par comparaison avec les altitudes précises de la piste d'atterrissage.

Il est possible de vérifier régulièrement le bon fonctionnement du système en calculant les distances entre les antennes à partir des données fournies et en les comparant avec les distances réelles possibles et/ou en calculant les vecteurs en faisant la somme de deux vecteurs proches comme par exemple vecteur A1-A3 = vecteur A1-A4 + vecteur A4-A3.

Il est avantageux de mettre en mémoire régulièrement les valeurs calculées notamment les valeurs de positions et d'angles, et de les conserver lors d'un arrêt du système afin de pouvoir retrouver ces valeurs dès le démarrage suivant du système. Ainsi il est possible d'accélérer notablement le démarrage du système en quelques secondes au lieu de quelques minutes.

Il est avantageux de définir une architecture comprenant principalement le dispositif suivant l'invention et une, deux, ou trois chaines gyroscopiques de type « MEMS ». En effet les gyroscopes de type « MEMS » sont nettement moins lourds et moins couteux que les gyroscopes de type laser, ce qui devrait permettre un gain de prix supérieur à plusieurs centaines de milliers d'euros par avion et un gain de masse de plusieurs dizaines de kilogrammes.

Il est avantageux de définir une architecture comprenant principalement le dispositif suivant l'invention et deux gyroscopes laser ou de type « MEMS ». En effet les gyroscopes de type « MEMS » sont nettement moins lourds et moins couteux que les gyroscopes de type laser, ce qui devrait permettre un gain de prix supérieur à plusieurs centaines de milliers d'euros par avion et un gain de masse de plusieurs dizaines de kilogrammes.

D'autres caractéristiques et avantage de l'invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui suit pour la compréhension de laquelle on se rapportera aux dessins annexés dans lesquels :

- La figure I est une représentation schématique d'un aéronef A comprenant le dispositif de mesure et contrôle selon l'invention,
- La figure 2 est un exemple de représentation d'évolution de la valeur de la coordonnée verticale ZA3 de la position de l'antenne A3 en fonction de la masse de carburant présente dans la voilure.
- La figure 3 est un exemple de représentation d'évolution de la valeur de la coordonnée verticale ZA2 de la position de l'antenne A2 en fonction de la charge utile.
- La figure 4 est une vue de dessus d'un avion de ligne présentant certaines des différentes possibilités de placement des antennes A1, A2, A3 et A4.

La figure 1 montre un aéronef comprenant un dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A comprenant au moins un pilote P, ledit aéronef comprenant un fuselage F, une voilure sensiblement flexible constituée par une aile gauche AG et une aile droite AD , ledit aéronef A comprenant une partie avant AV et une partie arrière AR, une partie supérieure et une partie inférieure, un point O situé sensiblement au centre de l'aéronef, un axe longitudinal OX dirigé vers l'avant de l'aéronef, un axe latéral OY dirigé vers la droite pilote, un axe vertical OZ dirigé vers le haut de l'aéronef, les axes OX, OY, et OZ constituant un repère OXYZ orthogonal lié à l'aéronef, le plan OXZ constituant le plan de symétrie de l'aéronef, le plan OXY constituant le plan dit horizontal de l'aéronef, le plan OYZ séparant la partie avant de la partie arrière de l'aéronef, et une peau externe isolant l'aéronef de l'atmosphère extérieure.

La figure 2 montre à titre d'exemple, l'évolution de la valeur de la coordonnée verticale ZA3 de la position de l'antenne A3 en fonction de la masse de carburant présente dans la voilure. En effet au sol sous une accélération de un g il est possible de calculer ou de mesurer la valeur de toutes les coordonnées de la position des antennes A1, A2, A3 et A4 en fonction de la quantité de carburant présente dans la voilure.

La figure 3 montre à titre d'exemple, l'évolution de la valeur de la coordonnée verticale ZA2 de la position de l'antenne A2 en fonction de la charge utile (passagers et fret). En effet au sol sous une accélération de un g il est possible de calculer ou de mesurer la valeur de toutes les coordonnées de la position des antennes A1, A2, A3 et A4 en fonction de la charge utile.

La figure 4 montre des emplacements possibles pour les antennes A3 et A4 sur une voilure d'avion de ligne. Pour chaque demi-voilure, un avion civil comprend en général un caisson de voilure central 101 et 201, un longeron avant 102 et 202, un longeron arrière 103 et 203, des

becs 104 et 204 situés sur le bord d'attaque de la voilure, des volets 105 et 205 situés au bord de fuite, des ailerons internes 106 et 206, des ailerons externes 107 et 207. Les positions suivantes peuvent être choisies pour l'antenne A3 :108 (à l'extrémité de l'aile), ou 109 (entre les volets et l'aileron externe), ou 110 (à l'avant du longeron avant, entre les becs). Les positions suivantes peuvent être choisies pour l'antenne A4 : 208 (à l'extrémité de l'aile), ou 209 (entre les volets et l'aileron externe), ou 210 (à l'avant du longeron avant, entre les becs).La figure 4 montre également une position possible (301) de l'antenne A1 à l'avant du fuselage et deux positions possibles de l'antenne A2 à l'arrière du fuselage (401 ou 402).

Les effets de la masse de carburant et de la charge utile peuvent être ajoutés algébriquement pour obtenir une flexion de voilure (ou plus généralement une variation des coordonnées géométrique des antennes) en fonction de la masse carburant et de la charge utile.

En vol, il est également possible de tenir compte de la température et de la pression relative cabine.

Un mode préféré de réalisation est décrit ci-après. Cette description utilise la figure 1.

Pour simplifier la description, les positions des deux antennes A1 et A2 ont été choisies sur le plan de symétrie OXZ aéronef et les positions des deux antennes A3 et A4 ont été choisies sur le plan horizontal OXY aéronef. Il est possible de placer les antennes à des points légèrement différents, le calcul est alors un peu plus compliqué mais tout à fait possible.

Un aéronef, ici un avion de ligne A comprend un pilote P. Ce pilote est placé dans un cockpit C qui est lui-même placé à l'avant de l'aéronef A. Ce cockpit comprend une planche de bord PD où est placée la plupart des équipements de pilotage et de navigation. Cette planche de bord est placée devant le pilote. Quatre antennes GPS sont placées sur la peau extérieure de l'aéronef. Ces quatre antennes sont placées sur la partie supérieure de l'aéronef. Ici l'antenne A1 est placée à l'avant, l'antenne A2 est placée sur le saumon de dérive, l'antenne A3 sur le saumon à l'extrémité de l'aile gauche AG, et l'antenne A4 est placée sur le saumon à l'extrémité de l'aile droite AD. Un faisceau de câbles électriques gainés relie les quatre antennes GPS à un boitier de gestion et de contrôle DGPS. Ce boitier contient l'électronique permettant de coordonner les données fournies par les quatre antennes GPS permettant de calculer avec une précision métrique les coordonnées des quatre antennes GPS par rapport à un référentiel terrestre, et de calculer avec une précision centimétrique les coordonnées des quatre antennes GPS par rapport à un référentiel aéronef. Un moyen de calcul définit l'inclinaison en calculant l'angle formé par la droite A3-A4 et un plan horizontal terrestre et l'assiette en calculant l'angle formé par la droite A1-A2 et un plan horizontal terrestre corrigé de l'angle existant entre la droite A2-A1 et OX. Le cap géographique est obtenu en calculant en première approche l'angle existant entre la droite A1-A2 et le nord géographique, corrigé de l'inclinaison obtenue à partir de l'angle entre la droite A3-A4 et un plan horizontal terrestre. En effet le fait que la droite A1-A2 ne soit pas horizontale crée une légère variation lorsque l'inclinaison n'est pas nulle.

La position de l'aéronef est obtenue, ici, en faisant la moyenne arithmétique des quatre positions A1, A2, A3 et A4. Ainsi la précision sera meilleure que si on utilisait une seule antenne

GPS. Il est possible de pondérer la position de chaque antenne pour obtenir la position précise de n'importe quel point de l'aéronef. Il est également possible de calculer les dérivées premières et secondes de la position d'un point de l'aéronef en fonction du temps.

Il est possible de vérifier le bon fonctionnement du dispositif fournissant les coordonnées GPS des quatre antennes A1, A2, A3 et A4,

- premièrement, en vérifiant au sol que toutes les coordonnées des quatre antennes sont bien celles attendues en tenant compte de la charge payante et de la masse carburant contenue dans la voilure. En effet il est possible de définir les lois de flexion de la voilure en fonction de la charge payante et de la masse de carburant contenue dans la voilure en calculant ou en mesurant lors d'essais au sol l'influence, sur les valeurs des positions tridimensionnelles des antennes, de différentes valeurs de charges payantes d'une part et de différentes valeurs de masse carburant contenue dans la voilure d'autre part et d'ajouter algébriquement leur effet. Il est donc possible de vérifier avec grande précision le bon fonctionnement du dispositif, objet de l'invention, en vérifiant les coordonnées tridimensionnelles des quatre antennes GPS avec les coordonnées attendues en tenant compte de la charge payante et de la masse de carburant contenue dans les ailes. Il est à remarquer que l'écrasement des pneus et l'enfoncement des amortisseurs peut être prise en compte.
- ou deuxièmement, au sol, en calculant les distances spatiales des quatre antennes entre elles à partir de leur coordonnées et en vérifiant quelles sont proches, respectivement, des distances des antennes alors que l'aéronef est au repos avec une charge carburant moyenne par exemple. En effet dans ce cas le facteur de charge est égal à g, la quantité de carburant contenue dans les ailes est connue, ainsi que la température.

Il est à remarquer que pour les aéronefs réalisés en alliages d'aluminium l'influence de la température n'est pas négligeable. Les antennes A1 et A2 peuvent se rapprocher de plusieurs dizaines de centimètres lorsque la température extérieure passe de +20° à -55°C. Par contre, en vol, la pressurisation a un effet contraire du même ordre de grandeur. L'effet de la température et de la pressurisation peut être calculé et/ou vérifié par des essais au sol.

Afin d'affiner la vérification de bon fonctionnement du dispositif, il est possible de tenir compte du rétrécissement dû à la baisse de température, et de l'allongement dû à une augmentation de la pression relative cabine.

Il est à remarquer que lors d'une vérification de bon fonctionnement au sol, l'effet de la température est en général faible et l'effet de la pressurisation nul.

En général les deux ailes fléchissent de la même façon sous un facteur de charge. La répartition de portance le long de l'envergure varie selon une forme sensiblement elliptique. La flexion de l'extrémité de voilure est sensiblement proportionnelle à l'incidence, à la densité de l'air et au carré de la vitesse, diminué de l'effet des charges dues à la masse de la structure (moteur et train d'atterrissage compris) et l'effet de la masse de carburant présents dans la voilure multipliés par le facteur de charge. Pour une configuration (becs et volets) donnée, on peut d'une part mesurer la flexion de la voilure FV1 à l'aide des positions relatives des quatre

antennes GPS et d'autre part calculer la valeur de la flexion de voilure FV2 à partir des paramètres aérodynamiques, massiques et de facteur de charge et éventuellement de la température et de la pressurisation cabine. Si la valeur absolue de la différence entre FV1 et FV2 est supérieure à une valeur prédéterminée, (par exemple 5 centimètres), et si le bon fonctionnement du dispositif est confirmé, alors il est probable que la chaine aérodynamique soit défaillante. Si le bon fonctionnement du dispositif est confirmé, et que par exemple les trois chaines aérodynamiques CA1, CA2, et CA3 indiquent trois valeurs de vitesse différentes, VI, V2, et V3 et qu'une seule chaine aérodynamique (par exemple la chaine CA3 donne une valeur de flexion de voilure proche de celle calculée par le dispositif, alors il est probable que la chaine CA3 fonctionne correctement et que la vitesse V3 est la bonne vitesse à prendre en compte. Cette vérification permet de lever le doute de vitesse même en cas de double panne ou en cas de panne fluctuante de l'indication de vitesse.

Dans ce cas le faisceau reliant les quatre antennes GPS à un boitier électronique de gestion MG est constitué par un ensemble de câbles électriques gainés, mais ce faisceau peut être constitué par des liaisons radio ou « wifi » permettant de diminuer les longueurs de câbles et supprimant de nombreuses prises.

En vol le dispositif permet de fournir les mêmes informations qu'une chaine gyroscopique. Il est donc possible, dans un cas de réalisation préférée de concevoir un système complet comprenant deux chaines gyroscopiques (pilote et copilote), trois chaines anémométriques (pilote, copilote et secours) et un dispositif selon l'invention vérifiant à chaque instant les informations fournies par les chaines gyroscopiques comme l'assiette, l'inclinaison, le cap, la vitesse sol, ... (telle une chaine gyroscopique secours) et vérifiant également à chaque instant les informations fournies par les chaines anémométriques telles que la vitesse, l'altitude, l'incidence, ...

Le système ainsi défini permet d'obtenir un système plus performant, moins cher et moins lourd que les systèmes actuels comprenant trois chaines gyroscopiques et trois chaines anémométriques.

D'autres systèmes peuvent être vérifiés comme les systèmes radio-électro-magnétiques de navigation et d'atterrissage et/ou les radioaltimètres.

On voit donc qu'il est possible de réaliser de façon industrielle un tel dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef. Un tel dispositif offre de nombreux avantages. Parmi ces avantages on peut citer : un gain de mase, de prix, de place, de coût de maintenance, de précision, de fiabilité et de sécurité. L'utilisation de composants existants permet de prévoir un développement, une qualification et une certification rapide.

Le dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage selon l'invention n'est nullement limité aux modes de réalisation décrits et représentés, mais l'homme du métier saura y apporter toute variation conforme à son esprit. Par exemple une application sur un hélicoptère ou sur un drone télé-opéré par exemple est tout à fait envisageable.

REVENDICATIONS

I) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A comprenant au moins un pilote P, ledit aéronef comprenant un fuselage F, une voilure sensiblement flexible constituée par une aile gauche AG et une aile droite AD , ledit aéronef A comprenant une partie avant AV et une partie arrière AR, une partie supérieure et une partie inférieure, un point O situé sensiblement au centre de l 'aéronef, un axe longitudinal OX dirigé vers l'avant de l'aéronef, un axe latéral OY dirigé vers la droite pilote, un axe vertical OZ dirigé vers le haut de l'aéronef, les axes OX, OY, et OZ constituant un repère OXYZ orthogonal lié à l'aéronef, le plan OXZ constituant le plan de symétrie de l'aéronef, le plan OXY constituant le plan dit horizontal de l'aéronef, le plan OYZ séparant la partie avant de la partie arrière de l'aéronef, et une peau externe isolant l'aéronef de l'atmosphère extérieure, comprenant en outre

- un cockpit C situé dans l'aéronef A dans lequel se trouve le pilote P,
- et une planche de bord PD située dans le cockpit C, où sont situés la plus part des indications permettant au pilote de piloter l'aéronef en toute sécurité,
- et au moins une chaine aérodynamique AIRDATA permettant de calculer à chaque instant principalement la vitesse anémométrique, l'altitude pression, l'incidence anémométrique, la vitesse verticale anémométrique, et éventuellement le dérapage anémométrique,
- et au moins une chaine gyroscopique CG permettant de connaitre par rapport à un repère fixe terrestre, à chaque instant, principalement l'assiette, l'inclinaison et le cap, ainsi que les coordonnées tridimensionnelles d'au moins un point de l'aéronef par rapport à un repère fixe terrestre, ainsi que les dérivées première et éventuellement seconde de ces dites coordonnées tridimensionnelles,

caractérisé en ce que ledit dispositif de mesure et de contrôle comprend en outre

- quatre antennes GPS A1, A2, A3 et A4, toutes situées sur la peau externe de l'aéronef et sur la partie supérieure de l'aéronef, l'antenne A1 étant située à l'avant, l'antenne A2 étant située à l'arrière, l'antenne A3 étant située à l'extrémité de l'aile gauche AG, l'antenne A4 étant située à l'extrémité de l'aile droite AD,
- un faisceau reliant ces dites quatre antennes GPS à un boitier électronique de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS, permettant de connaitre à chaque instant,
  - avec une précision métrique, les trois coordonnées tridimensionnelles par rapport à un référentiel fixe terrestre, des quatre antennes A1, A2, A3, et A4,
  - avec une précision centimétrique les coordonnées tridimensionnelles des quatre antennes A1, A2, A3, et A4 par rapport à un repère fixe aéronef,
- et un moyen de calcul MCP établissant, à chaque instant, avec précision la position d'au moins un point de l'aéronef par rapport à un repère fixe terrestre à partir des coordonnées tridimensionnelles métriques des antennes Al, A2, A3, et A4, et éventuellement établissant, à chaque instant, avec précision les dérivées première et/ou seconde de ces dites coordonnées

tridimensionnelles métriques,

- et un moyen de calcul MCA1 établissant, à chaque instant, l'angle d'assiette, avec une précision comprise entre 0,01 et 0,5 degré, à partir principalement des coordonnées par rapport à un repère fixe terrestre, des antennes A1 et A2,
- et un moyen de calcul MCA2 établissant, à chaque instant, l'inclinaison, avec une précision comprise entre 0,01 et 0,5 degré, à partir principalement des coordonnées par rapport à un repère fixe terrestre, des antennes A3 et A4,
- et un moyen de calcul MCA3 établissant, à chaque instant, le cap géographique avec une précision comprise entre 0,01 et 0,5 degré, à partir des coordonnées tridimensionnelles par rapport à un repère fixe terrestre, des antennes A1, A2, et/ou éventuellement à partir des coordonnées tridimensionnelles des antennes A3 et A4,
- et un moyen de vérification MV du bon fonctionnement du dispositif.

2) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon la revendication 1, caractérisé en ce que le dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage comprend en outre un moyen de calcul MCFV définissant à chaque instant la valeur de la flexion algébrique de la voilure FV avec une précision centimétrique, à partir des coordonnées tridimensionnelles relatives centimétriques, des antennes A1, A2, A3, et A4.

3) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage comprend en outre

- un moyen de contrôle MCCG d'au moins une chaine gyroscopique CG vérifiant que les valeurs d'assiette et/ou d'inclinaison et/ou de cap et/ou de vitesse sol, obtenues par la chaine CG, sont proches, respectivement , des valeurs d'assiette et/ou d'inclinaison et/ou de cap et/ou de vitesse sol obtenues à partir des coordonnées tridimensionnelles fournies par les quatre antennes A1, A2, A3 et A4,
- et/ou un moyen de contrôle MCAIRDATA de la chaine anémométrique AIRDATA vérifiant que les valeurs de vitesse anémométrique et/ou d'incidence et/ou de pression statique obtenues par la chaine anémométrique AIRDATA sont cohérentes avec la valeur de la flexion voilure FV mesurée, en tenant compte des lois de flexion de la voilure en fonction de la vitesse, de l'incidence, et de la densité de l'air, et en prenant en compte éventuellement la configuration (becs et volets) donnée, la masse carburant contenue dans la voilure et l'accélération verticale,

4) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le moyen de vérification MV du bon fonctionnement du système calcule à chaque instant, notamment les distances spatiales existant entre les positions de antennes A1, A2, A3, et A4 et/ou vérifie qu'elles sont comprises respectivement entre des valeurs minimales et maximales prédéterminées, et calcule et vérifie en outre que les distances spatiales A1-A3 et A1-A4 sont sensiblement égales et calcule et vérifie en outre que les distances spatiales A2-A3, et A2-A4 sont aussi sensiblement égales, et vérifie en outre, éventuellement, que la valeur de la flexion

algébrique de voilure est comprise entre une valeur minimale et une valeur maximale prédéfinies.

5) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le moyen de gestion et de coordination des dites quatre antennes GPS, permettant de connaitre à chaque instant t la flexion algébrique de la voilure, obtient la valeur de la flexion algébrique de la voilure FV en calculant la différence D qui existe entre la distance DFVT existant entre le segment de droite A1-A2 et le segment de droite A3-A4 à l'instant t et la distance DFV0 existant entre le segment de droite A1 - A2 et le segment de droite A3-A4 à l'instant initial t0 pris comme référence (par exemple lorsque l'aéronef est au sol et à vide) telle que FV=D=DFVT-DFV0

6) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que ledit dispositif de mesure et de contrôle comprend en outre un moyen de calcul permettant,

- en fonction de la position tridimensionnelle absolue précise des quatre antennes GPS A1, A2, A3, A4 par rapport à un référentiel fixe terrestre et des positions tridimensionnelles très précises relatives à un référentiel aéronef des quatre antennes GPS A1, A2, A3, A4,
- et en fonction des lois de rigidité de la voilure, des lois de portance en fonction de l'incidence, de la vitesse, de la densité de l'air et éventuellement
  - en fonction de la masse de carburant présente dans les ailes,
  - et/ou en fonction de l'accélération subie par l'aéronef, de la masse totale,
  - et/ou en fonction éventuellement du centrage et de la pression statique au niveau de la mer au-dessus de l'endroit survolé,
  - et/ou de la température
  - et/ou de la pression différentielle cabine

de vérifier le bon fonctionnement des chaines aérodynamique AIRDATA en comparant à chaque instant au moins la vitesse anémométrique et/ou l'angle d'incidence anémométrique et/ou la vitesse verticale anémométrique, en calculant à partir de lois prédéfinies la flexion de voilure calculée FC et en la comparant avec la valeur FV obtenue à partir des coordonnées des antennes A1, A2, A3 et A4, et en vérifiant que FV-FC est inférieure en valeur absolue à une valeur prédéfinie DELTAF telle que :

DELTAF > ABS(FV-FC)

7) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'antenne A1 est située entre l et 5 mètres de la pointe avant de l'aéronef, l'antenne A2 est située sur le saumon de dérive, et les antennes A3 et A4 sont situées sur la partie supérieure des saumons d'ailes (ou des « winglets »).

8) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que les coordonnées

tridimensionnelles absolues et relatives des quatre antennes sont prélevées par exemple tous les dixièmes de secondes et lissées par un moyen classique de moyenne glissante, afin de minimiser les bruits de mesure et/ou les oscillations structurales.

9) Dispositif de mesure et de contrôle de paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'une des antennes GPS A3 (ou A4) est remplacée par un moyen de mesure de la flexion voilure constitué par un ensemble de jauges de contraintes placées sur la voilure, et où un moyen de calcul permet de calculer la position d'une extrémité de voilure à partir de la position des antennes A1, A2 et A4 (ou A3) et de la valeur de la flexion de voilure calculée à partir des jauges de contraintes.

10) Procédé de fonctionnement d'un dispositif de mesure et de contrôle des paramètres vitaux de pilotage d'un aéronef A, selon l'une quelconque des revendications précédentes comprenant les étapes suivantes prises dans un ordre quelconque ou successivement les unes après les autres dans lesquelles

a) dans une position initiale P0 correspondant à un temps t0, par exemple au sol, à l'arrêt juste avant le roulage, on mesure les positions des antennes GPS. Dans ce cas les pleins de carburant sont connus ainsi que la charge utile (passagers et fret). L'accélération au sol est égale à un g. On peut ainsi vérifier le bon fonctionnement du dispositif dans la mesure où les positions des quatre antennes GPS sont connues avec précision.

b) en vol, les quatre antennes GPS A1, A2, A3 et A4 communiquent les données GPS au moyen de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS.

c) le moyen de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS calcule à chaque instant

- avec une précision métrique, la position tridimensionnelle par rapport à un référentiel fixe terrestre, des quatre antennes A1, A2, A3, et A4,
- avec une précision centimétrique la position relative des quatre antennes A1, A2, A3, et A4 les unes par rapport aux autres,
- avec une précision meilleure que le demi-degré, les angles d'assiette, d'inclinaison, et de cap,
- avec une précision meilleure que le degré, l'angle de dérive,

d) un moyen de vérification MV du bon fonctionnement du système calcule et vérifie, à chaque instant, notamment les distances existant entre les antennes A1, A2, A3, et A4 et en vérifiant notamment qu'elles sont comprises respectivement entre des valeurs maximales et minimales prédéterminées, et en calculant et en vérifiant en outre que les distances spatiales A1-A3 et A1-A4 sont sensiblement égales et en calculant et en vérifiant que les distances spatiales A2-A3, et A2-A4 sont sensiblement égales,

e) si les distances A1-A3 et A2-A3 et/ou les distances A2-A3 et A2-A4 ne sont pas égales respectivement ou si, ne serait-ce qu'une distance calculée entre les antennes, ne serait pas comprises entres les valeurs prédéterminées, alors un message de non fonctionnement du système sera envoyé au pilote.

f) un moyen de calcul MCFV définit en outre, à chaque instant les valeurs de la flexion de la voilure FV avec une précision centimétrique,

g) dans le cas où le moyen MV de vérification estimerait que la valeur de la flexion de voilure est excessive et/ou impossible alors, un message de non fonctionnement du système sera envoyé au pilote.

h) un moyen de contrôle de la chaine anémométrique AIRDATA vérifie que les valeurs de la vitesse anémométrique, de l'incidence et de la pression statique obtenues par la chaine anémométrique AIRDATA sont cohérentes avec la valeur de la flexion voilure FV, en prenant en compte éventuellement la configuration (becs et volets), et/ou la masse carburant et/ou la charge utile donnée, et l'accélération,

i) dans le cas où le moyen de contrôle de la chaine anémométrique AIRDATA estime que les valeurs de la vitesse anémométrique, et/ou de l'incidence et/ou de la pression statique obtenues par la chaine anémométrique AIRDATA sont incohérentes avec la valeur de la flexion voilure FV, alors un message d'erreur est envoyé au pilote.

j) un moyen de contrôle de la chaine gyroscopique CG vérifie que les valeurs de vitesse sol, d'assiette, et d'inclinaison obtenues par la chaine CG, sont proches, respectivement, des valeurs de vitesse sol, et/ou d'assiette et/ou d'inclinaison obtenues à partir des données de coordonnées spatiales fournies par le moyen de gestion MG et de coordination des dites quatre antennes GPS A1, A2, A3, A4.

k) dans le cas où le moyen de contrôle de la chaine gyroscopique CG estime que les valeurs de la vitesse sol, et/ou de l'assiette et/ou de l'inclinaison obtenues par la chaine CG est/sont incohérente(s) avec la valeur de la flexion voilure FV, alors un message d'erreur est envoyé au pilote.

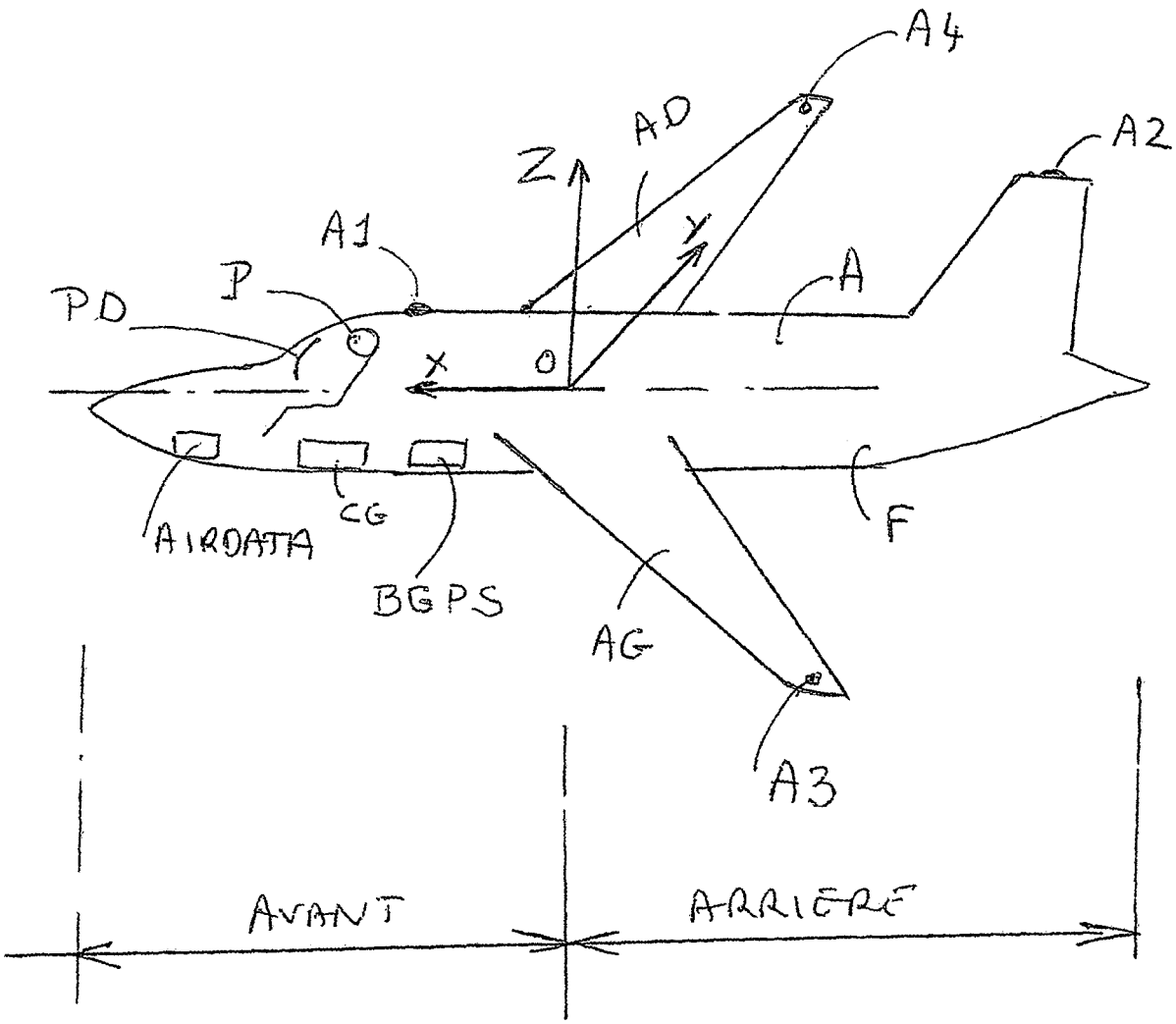

FIG. 1

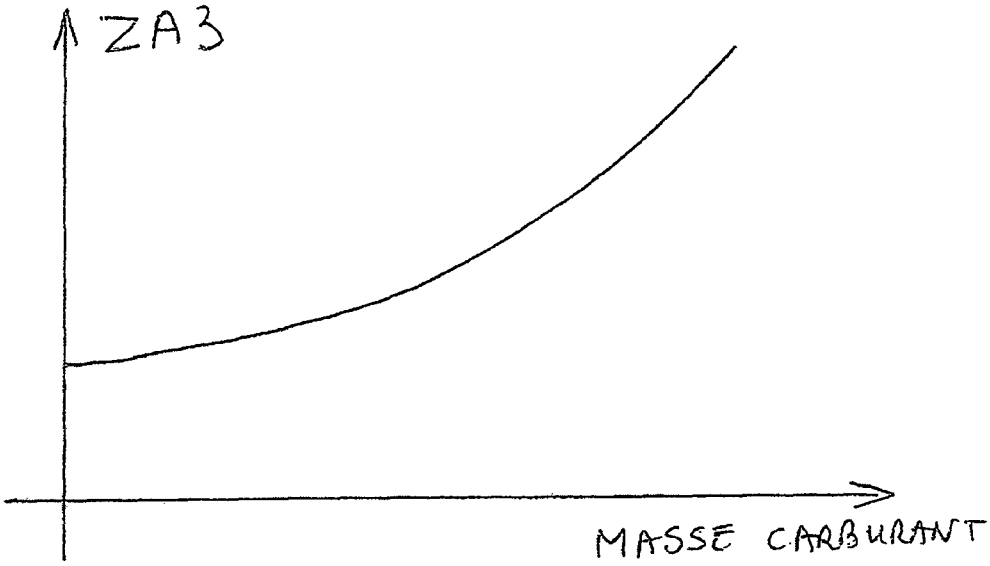

FIG. 2

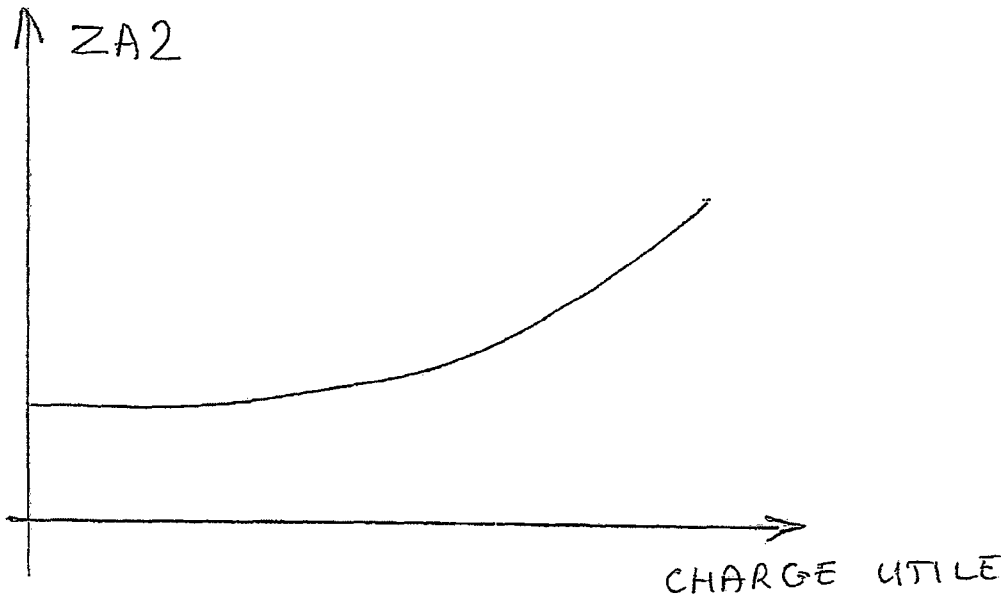

FIG. 3

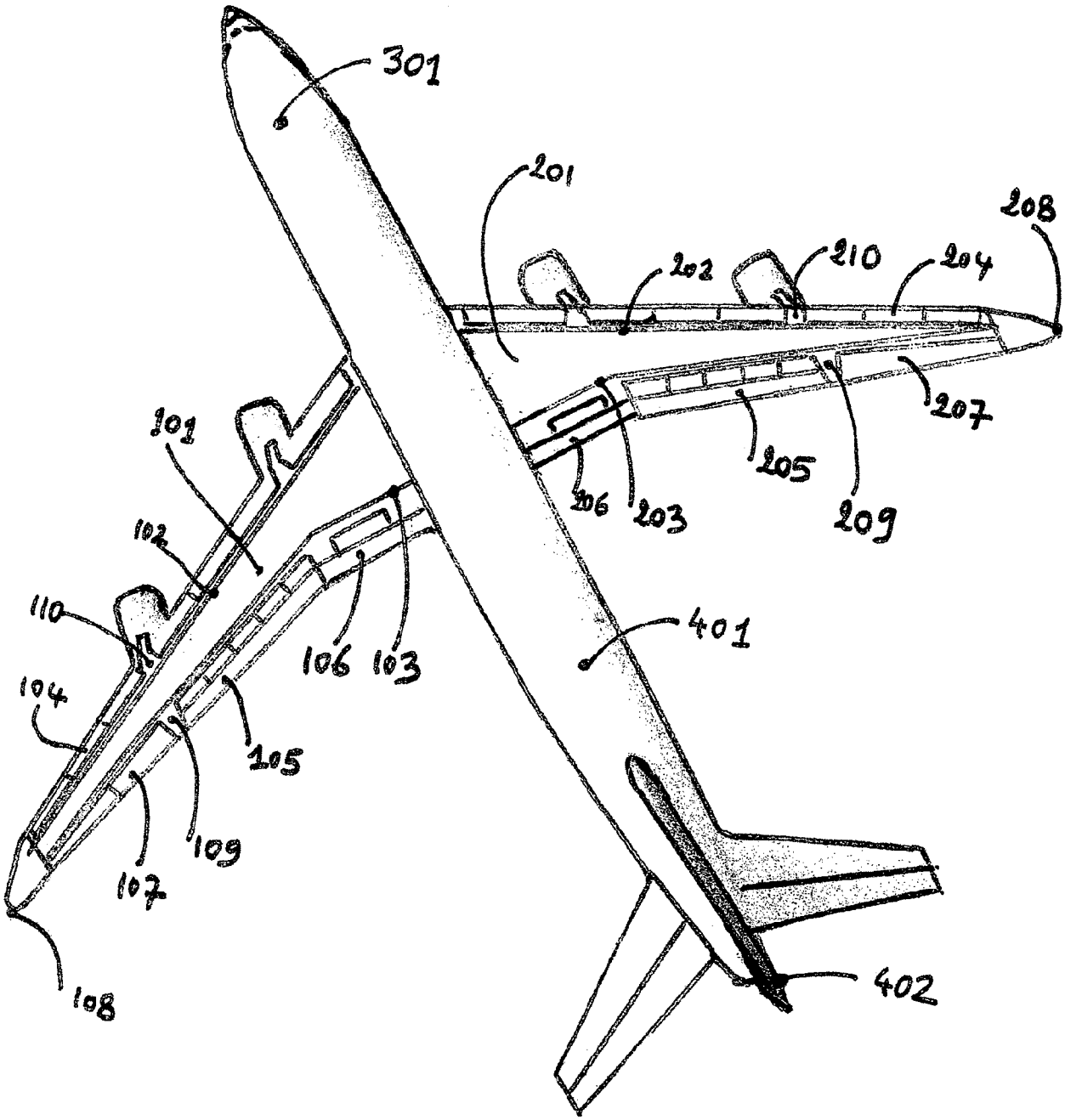
301
201
208
202
210
204
207
205
209
206
203
101
102
110
104
106
103
105
109
107
108
401
402

FIG. 4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2017/000080

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. G01C23/00 G01S19/53
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)
G01C G01S

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 2002/029110 A1 (FUKUDA MASARU [JP] ET AL) 7 March 2002 (2002-03-07) abstract; figure 3 paragraphs [0001] - [0003], [0006], [0010], [0016]	1,10
A	US 4 990 922 A (YOUNG LAWRENCE E [US] ET AL) 5 February 1991 (1991-02-05) abstract; figures 2,3 column 3, line 22 - column 4, line 60	1,10
A	US 2009/164067 A1 (WHITEHEAD MICHAEL L [US] ET AL) 25 June 2009 (2009-06-25) abstract; figure 1	1,10
A	WO 98/29757 A1 (HONEYWELL INC [US]) 9 July 1998 (1998-07-09) abstract; figures 2-7 page 2, line 29 - page 3, line 21	1,10

☐ 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	Date of mailing of the international search report
18 July 2017	25/07/2017

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Tabellion, Marc

1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2017/000080

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2002029110 A1	07-03-2002	AU 775676 B2	12-08-2004
		GB 2368218 A	24-04-2002
		US 2002029110 A1	07-03-2002
US 4990922 A	05-02-1991	NONE	
US 2009164067 A1	25-06-2009	NONE	
WO 9829757 A1	09-07-1998	CA 2273158 A1	09-07-1998
		EP 0948750 A1	13-10-1999
		EP 1154281 A1	14-11-2001
		US 6088653 A	11-07-2000
		WO 9829757 A1	09-07-1998

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2017/000080

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. G01C23/00 G01S19/53
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)
G01C G01S

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 2002/029110 A1 (FUKUDA MASARU [JP] ET AL) 7 mars 2002 (2002-03-07) abrégé; figure 3 alinéas [0001] - [0003], [0006], [0010], [0016]	1,10
A	US 4 990 922 A (YOUNG LAWRENCE E [US] ET AL) 5 février 1991 (1991-02-05) abrégé; figures 2,3 colonne 3, ligne 22 - colonne 4, ligne 60	1,10
A	US 2009/164067 A1 (WHITEHEAD MICHAEL L [US] ET AL) 25 juin 2009 (2009-06-25) abrégé; figure 1	1,10
A	WO 98/29757 A1 (HONEYWELL INC [US]) 9 juillet 1998 (1998-07-09) abrégé; figures 2-7 page 2, ligne 29 - page 3, ligne 21	1,10

☐ 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
18 juillet 2017	25/07/2017

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Tabellion, Marc

1

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2017/000080

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2002029110 A1	07-03-2002	AU 775676 B2	12-08-2004
		GB 2368218 A	24-04-2002
		US 2002029110 A1	07-03-2002
US 4990922 A	05-02-1991	AUCUN	
US 2009164067 A1	25-06-2009	AUCUN	
WO 9829757 A1	09-07-1998	CA 2273158 A1	09-07-1998
		EP 0948750 A1	13-10-1999
		EP 1154281 A1	14-11-2001
		US 6088653 A	11-07-2000
		WO 9829757 A1	09-07-1998