

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
**INSTITUT NATIONAL  
 DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE**  
 COURBEVOIE

①1 N° de publication :  
 (à n'utiliser que pour les  
 commandes de reproduction)

**3 064 350**

②1 N° d'enregistrement national :

**17 00303**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : **G 01 C 21/00 (2017.01)**

⑫

**DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

**A1**

②2 Date de dépôt : 23.03.17.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 28.09.18 Bulletin 18/39.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : *THALES Société anonyme — FR.*

⑦2 Inventeur(s) : DUMAS PIERRE YVES, MEHLEN CHRISTIAN et COATANTIEC JACQUES.

⑦3 Titulaire(s) : THALES Société anonyme.

⑦4 Mandataire(s) : CABINET LAVOIX Société par actions simplifiée.

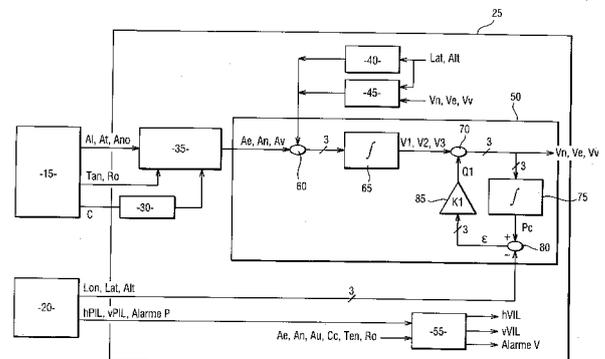
⑤4 **PROCEDE DE CALCUL D'UNE VITESSE D'UN AERONEF, PROCEDE DE CALCUL D'UN RAYON DE PROTECTION, SYSTEME DE POSITIONNEMENT ET AERONEF ASSOCIES.**

⑤7 L'invention concerne un procédé de calcul d'une vitesse intégrée, comprenant:

- l'obtention d'une vitesse mesurée (V1, V2, V3) par une unité inertielle (15) et d'une position mesurée GNSS, associée à un rayon de protection d'intégrité de position (hPIL, vPIL),

- le calcul d'une vitesse corrigée (Vn, Ve, Vv), comprenant le calcul d'une position calculée par intégration de la vitesse corrigée (Vn, Vc, Ve), et la correction de la vitesse mesurée (V1, V2, V3) en fonction d'une différence entre les positions calculée et mesurée,

- le calcul d'un rayon de protection d'intégrité (vVIL, hVIL) sur la vitesse corrigée (Vn, Ve, Vv), égal à la somme d'une contribution de la pire variation de l'erreur de position mesurée à l'intérieur d'un volume de protection défini par le rayon de protection d'intégrité de position (hPIL, vPIL), et d'une contribution des imperfections de l'unité inertielle (15).



FR 3 064 350 - A1



**Procédé de calcul d'une vitesse d'un aéronef, procédé de calcul d'un rayon de protection, système de positionnement et aéronef associés**

La présente invention concerne un procédé de calcul d'une vitesse d'un aéronef.  
5 La présente invention concerne en particulier un procédé de calcul d'une vitesse intégrée protégée contre les possibles défaillances d'un système de positionnement par satellites ou GNSS (de l'anglais « *Global Navigation Satellite System* »), un système de positionnement et un aéronef associés.

10 Les aéronefs sont fréquemment équipés de systèmes de pilotage sophistiqués dans lesquels de nombreuses fonctions sont contrôlées par des systèmes automatiques ou de systèmes d'affichage synthétiques dans lesquels une représentation tridimensionnelle de l'environnement et des informations sur la vitesse de l'aéronef sont affichées.

15 De tels systèmes supposent une très bonne connaissance de la vitesse et de la position de l'aéronef pour assurer la sécurité de l'aéronef et de ses passagers. En particulier, ces mesures doivent non seulement être précises, mais également intégrées.

Une mesure est dite « précise » si la différence entre la grandeur mesurée et la grandeur réelle est inférieure à un premier seuil prédéfini.

20 Une mesure est dite « intégrée » s'il est possible de calculer une probabilité que l'erreur de mesure soit supérieure à un deuxième seuil déterminé, en prenant en compte les causes de défaillances possibles. Par exemple, une intégrité à  $10^{-5}$  ou moins par heure est fréquemment exigée pour des mesures de vitesse d'un aéronef.

25 Le deuxième seuil est fréquemment appelé « rayon de protection ». Lorsque l'erreur de mesure est un vecteur ayant des composantes dans les axes horizontaux et verticaux, comme par exemple un vecteur d'erreur de position ou un vecteur d'erreur de vitesse, il est possible d'associer à cette mesure un rayon de protection horizontal et un rayon de protection vertical. Lorsque le rayon de protection porte sur la position un volume de protection associé est fréquemment défini par le rayon de protection horizontal et le rayon de protection vertical.

30 Des méthodes de calcul de vitesse basées soit sur l'utilisation des mesures de Doppler de la porteuse soit sur la dérivation de la position obtenue par les mesures de pseudo-distance de code données par un système de positionnement par satellite tel que le système GPS (de l'anglais « *Global Positioning System* ») sont connues.

35 Cependant, le système GPS (stations au sol, satellites en orbite) fournit un engagement d'intégrité sur une position mesurée, mais pas sur la variation temporelle de cette position, qu'elle soit obtenue de l'une ou l'autre manière. En effet, la notion de

défaillance affectant la position GPS est bien définie et quantifiée, alors que la notion de défaillance affectant la vitesse GPS ne l'est pas. Il est donc possible que l'erreur de position reste comprise dans son volume de protection, mais varie rapidement à l'intérieur de ce volume. Il en découle une grande erreur de vitesse même dans des cas où la position reste comprise dans son volume de protection.

On connaît du document US2014074397 A1 un procédé de calcul d'une vitesse intègre utilisant un système de positionnement par satellite couplé à des mesures inertielles. Cependant, ce procédé est complexe et demande des ressources importantes en termes de calculs puisque les rayons de protection horizontaux et verticaux sont obtenus par l'utilisation d'un filtre de Kalman. Un tel procédé n'est pas intégrable dans des systèmes avioniques possédant des capacités de calcul limitées.

Un des buts de l'invention est de proposer un procédé de calcul d'une vitesse d'un aéronef qui soit intègre et précise, tout en nécessitant moins de puissance de calcul que les procédés de calcul de l'état de la technique.

A cet effet, l'invention propose un procédé de calcul d'une vitesse intègre d'un aéronef vis-à-vis des défaillances d'un système de positionnement par satellites, comprenant:

- l'obtention d'une vitesse mesurée de l'aéronef à partir d'une unité de mesure inertielle de l'aéronef,
- l'obtention d'une position mesurée de l'aéronef, associé à un rayon de protection d'intégrité de position, à partir d'un module de positionnement par satellite de l'aéronef,
- le calcul, par une boucle de correction, d'une vitesse corrigée, le calcul de la vitesse corrigée comprenant le calcul d'une position calculée par intégration de la vitesse corrigée, et la correction de la vitesse mesurée en fonction d'une différence entre la position calculée et la position mesurée,
- le calcul d'un rayon de protection d'intégrité sur la vitesse corrigée, égal à la somme d'une contribution de la pire variation de l'erreur de position mesurée à l'intérieur d'un volume de protection défini par le rayon de protection d'intégrité de position, et d'une contribution des imperfections de l'unité de mesure inertielle.

Le procédé de calcul comprend en option une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prise(s) isolément ou selon toutes les combinaisons techniquement possibles :

- le procédé comprend, en outre :

- la mesure, par l'unité de mesure inertielle, d'au moins une accélération de l'aéronef dans un référentiel lié à l'aéronef,

- la projection de chaque accélération mesurée dans un référentiel géographique pour obtenir au moins une accélération projetée, la projection étant, en outre, fonction d'une accélération de la pesanteur, et
- l'intégration de l'accélération projetée pour obtenir la vitesse mesurée.

5 - le calcul d'une vitesse corrigée comprend :

- la correction de l'accélération projetée d'une quantité égale au produit entre un gain, appelé deuxième gain, et l'écart de position, et
- la correction de la vitesse mesurée d'une quantité égale au produit entre un premier gain et l'écart de position.

10 - le premier gain et le deuxième gain sont constants.

- le rayon de protection d'intégrité de la vitesse corrigée est égal à la somme d'un rapport du double du rayon de protection d'intégrité de la position mesurée sur une constante de temps de la boucle de correction, et d'une première fonction de l'erreur maximale de l'accélération projetée.

15 - la première fonction de l'erreur maximale de l'accélération projetée est égale à la somme d'une deuxième fonction et d'un produit, la deuxième fonction étant une fonction d'une dynamique de la trajectoire de l'aéronef et le produit étant un produit d'une erreur maximale de l'accélération projetée et de la constante de temps.

20 - la constante de temps est égale à la racine carrée du rapport entre, au numérateur, le rayon de protection d'intégrité de la position mesurée et, au dénominateur, l'erreur maximale de l'accélération projetée.

L'invention concerne également un système de positionnement comprenant une unité de mesure inertielle, un module de géolocalisation par satellite et un calculateur, le calculateur étant configuré pour mettre en œuvre un procédé de calcul d'une vitesse intègre tel que précédemment décrit.

L'invention concerne également un aéronef équipé d'un système de positionnement tel que précédemment décrit.

L'invention et ses avantages seront mieux compris à la lecture de la description qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple non limitatif et faite en référence aux dessins annexés, sur lesquels :

30 - la figure 1 est une représentation schématique d'un exemple de système de positionnement,

- la figure 2 est un ordinogramme des étapes d'un procédé de calcul d'un rayon de protection mis en œuvre par le système de positionnement de la figure 1, et

35 - la figure 3 est une représentation schématique d'un autre exemple de système de positionnement.

Un premier exemple de système de positionnement 10 d'un aéronef est représenté sur la figure 1.

Le système électronique de positionnement 10 est configuré pour estimer au moins une position mesurée  $P_m$  et une vitesse de l'aéronef, appelée vitesse corrigée. Dans la suite, la vitesse corrigée sera également appelée « vitesse intègre ».

Par exemple, le système de positionnement 10 est propre à estimer la position et la vitesse de l'aéronef dans un référentiel géographique. En particulier, le système de positionnement 10 est propre à estimer un vecteur vitesse  $V$  de l'aéronef.

Il est entendu par « référentiel géographique local » un référentiel comprenant une origine et trois axes. Les axes du référentiel sont fixés par rapport à des directions géographiques. Par exemple, les directions « Nord-Sud », « Est-Ouest » et la direction verticale, associées à une origine qui est la position courante de l'aéronef forment un référentiel géographique local.

De préférence, la position mesurée  $P_m$  comprend un vecteur comportant une latitude  $Lat$ , une longitude  $Lon$  et une altitude  $Alt$ . En variante, la position mesurée  $P_m$  comprend des coordonnées cartésiennes dans un référentiel ECEF. Un référentiel ECEF (de l'anglais « Earth-centered Earth-fixed ») est un référentiel dont l'origine est le centre de la Terre et les directions sont fixes par rapport à la surface de la Terre. .

Il est entendu par « vecteur vitesse » un vecteur comprenant trois coordonnées de vitesses définies chacune selon une direction du référentiel géographique. Par exemple, le vecteur vitesse comprend une vitesse verticale  $V_v$  et deux vitesses horizontales  $V_e$  et  $V_n$ .

La vitesse verticale  $V_v$  est également appelée « composante verticale ».

Un vecteur ayant pour coordonnées les deux vitesses horizontales  $V_e$  et  $V_n$  est appelé « composante horizontale » de la vitesse.

Il est à noter que le vecteur vitesse est susceptible d'être exprimé en coordonnées sphériques. Dans ce cas, le vecteur vitesse comprend une amplitude et deux angles. L'amplitude est une norme de la vitesse dans le référentiel. Chaque angle est un angle entre le vecteur vitesse et une direction du référentiel géographique. Par exemple, un angle est l'angle entre le vecteur vitesse et le nord, également appelé « angle de dérive ».

Le passage d'une représentation à l'autre pour le vecteur vitesse est obtenue par une conversion géométrique connue.

Le système de positionnement 10 est, en outre, configuré pour calculer au moins un rayon de protection d'intégrité. Un rayon de protection d'intégrité est également connu sous l'acronyme IPL (de l'anglais « Integrity Protection Limit »).

Il est entendu, par « rayon de protection d'intégrité » associé à une grandeur calculée ou mesurée, la grandeur calculée ou mesurée étant une estimation d'une grandeur réelle, une valeur telle que la probabilité pour que la différence, en valeur absolue, entre la grandeur calculée ou mesurée et la grandeur réelle soit supérieure ou égale au rayon de protection d'intégrité, sans qu'une alarme ait été émise, est inférieure ou égale à un seuil prédéterminé.

Le seuil prédéterminé est alors appelé « probabilité de non-intégrité » (en anglais « *probability of hazardously misleading information* »). Le seuil prédéterminé est exprimé, par exemple, en heures<sup>-1</sup>.

Ainsi, alors que la précision borne l'erreur vis-à-vis des événements normaux, ou normaux et rares, le rayon de protection d'intégrité définit une borne supérieure de l'erreur vis-à-vis des événements anormaux tels que des défaillances.

Les concepts "normaux", "normaux et rares" et "anormaux", tels qu'utilisés dans cette description, sont définis au paragraphe 2.1.1 de l'annexe R du standard aéronautique RTCA DO-229 défini par la « Radio Technical Commission for Aeronautics ».

Le rayon de protection d'intégrité associé à une grandeur est exprimé dans la même unité de mesure que cette grandeur. Par exemple, un rayon de protection d'intégrité associé à une vitesse est exprimé en mètres par seconde.

Lorsque la vitesse mesurée est intègre, la probabilité que la différence entre la vitesse réelle et la vitesse mesurée soit supérieure ou égale au rayon de protection d'intégrité associé à la vitesse mesurée, sans qu'une alarme ne soit émise, en prenant en compte toutes les défaillances possibles des constituants du système de positionnement, est inférieure ou égale à un seuil prédéterminé, qui est la probabilité de non-intégrité. La probabilité d'une telle défaillance est en général notée sous la forme « 10<sup>-x</sup> par heure ».

Le système de positionnement 10 est configuré pour calculer au moins un rayon de protection d'intégrité de la vitesse de l'aéronef. Le système de positionnement 10 est, en outre, configuré pour émettre une alarme d'intégrité de vitesse AlarmeV.

Plus précisément, le système de positionnement 10 est configuré pour calculer au moins un rayon de protection hVIL de la composante horizontale de la vitesse et un rayon de protection vVIL de la composante verticale de la vitesse.

La probabilité que l'erreur de vitesse horizontale soit supérieure au rayon de protection horizontal hVIL de la vitesse, sans que l'alarme d'intégrité de vitesse AlarmeV soit émise, est plus petite que la probabilité de non-intégrité.

La probabilité que l'erreur de vitesse verticale soit supérieure au rayon de protection vertical  $v_{VIL}$  de la vitesse, sans que l'alarme d'intégrité de vitesse AlarmedV soit émise, est plus petite que la probabilité de non-intégrité.

5 Le système de positionnement 10 comporte une unité de mesure inertielle 15, un module de géolocalisation par satellite 20 et un calculateur 25.

L'unité de mesure inertielle 15 est configurée pour mesurer des paramètres inertiels tels que des accélérations, des angles ou encore des vitesses angulaires. L'unité de mesure inertielle 15 comprend des accéléromètres et des gyromètres.

10 En particulier, l'unité de mesure inertielle 15 est configurée pour mesurer au moins une accélération dans un référentiel associé à l'aéronef.

Il est entendu par « référentiel associé à l'aéronef » un référentiel comprenant une direction longitudinale (également appelée « axe de roulis »), une direction transverse (également appelée « axe de tangage ») et une direction normale (également appelée « axe de lacet »). Les axes de roulis, de tangage et de lacet sont des axes communément  
15 utilisés dans le domaine de l'aéronautique. En particulier, l'unité de mesure inertielle 15 est configurée pour mesurer trois accélérations selon trois directions du référentiel associé à l'aéronef.

Selon l'exemple de la figure 1, l'unité de mesure inertielle 15 est configurée pour mesurer une accélération  $A_l$  de l'aéronef selon la direction longitudinale, une accélération  
20  $A_t$  selon la première direction transversale et une accélération  $A_n$  selon la direction normale.

L'unité de mesure inertielle 15 est propre à fonctionner en mode « à composants liés » (également connu sous le nom de mode « *strapdown* »). Le mode *strapdown* est un mode dans lequel les composants de l'unité de mesure inertielle 15 sont fixés par rapport  
25 à l'aéronef et non montés sur des cardans compensant les rotations de l'aéronef.

L'unité de mesure inertielle 15 est également configurée pour mesurer au moins un angle d'orientation par rapport au référentiel géographique. En particulier, l'unité de mesure inertielle 15 est configurée pour mesurer trois angles d'orientation par rapport au référentiel géographique local.

30 Il est entendu par « trois angles d'orientation » les trois angles d'Euler. Les angles d'Euler sont définis comme étant les angles de 3 rotations successives permettant d'aligner le référentiel lié à aéronef avec le référentiel géographique local. Les angles d'Euler comprennent le cap C, le roulis  $R_o$  et le tangage  $T_a$ . Le cap C est, par exemple, un cap magnétique défini par rapport à la direction du pôle Nord magnétique.

Il est à noter que d'autres représentations de l'orientation, telles que les quaternions cosinus directeurs, sont possibles si ces représentations permettent de calculer une matrice de passage du référentiel lié à l'aéronef au référentiel géographique.

Par exemple, l'unité de mesure inertielle 15 comprend un module AHRS (de l'anglais « *Altitude and Heading Reference System* ») comprenant des accéléromètres, des gyromètres, des magnétomètres, et propre à mesurer des angles de roulis  $R_0$  et de tangage  $Tan$  et un angle de cap magnétique  $C$ . Les modules AHRS sont en général moins performants que les modules IRS (de l'anglais « *Inertial Reference System* ») pendant les phases de vol dynamiques de l'aéronef.

Le module de géolocalisation par satellite 20 est configuré pour mesurer une position  $P_m$  de l'aéronef par l'exploitation de signaux radio émis par des satellites d'une constellation de satellites d'un système de positionnement par satellite. Le module de géolocalisation par satellite 20 est également appelé « récepteur de radionavigation », ou « récepteur de positionnement par satellite », « Module GNSS » ou encore « module de positionnement GNSS » (d'après l'acronyme GNSS, pour « Global Navigation Satellite System » en anglais). La position  $P_m$  mesurée par le module de géolocalisation par satellite 20 est également appelée « position GNSS ».

Par exemple, le module de géolocalisation par satellite 20 est un module de positionnement par satellite du système GPS (de l'anglais « *Global Positioning System* »). En variante, il s'agit un module de positionnement par satellite d'un système GNSS différent du système GPS, par exemple GALILEO, BEIDOU ou encore GLONASS.

Selon un mode de réalisation, le module de géolocalisation par satellite 20 est compatible avec un système d'augmentation par satellite ou SBAS (de l'anglais « *Satellite-Based Augmentation System* »). Un système d'augmentation par satellite est complémentaire des systèmes GNSS et permet d'augmenter la précision de ceux-ci. Des systèmes SBAS ont été développés par différentes agences gouvernementales sous les appellations « EGNOS » en Europe, « MTSAT » ou « MSAS » au Japon, ou encore « WAAS » aux Etats-Unis d'Amérique.

Le module de géolocalisation par satellite 20 est, en outre, propre à calculer au moins un rayon de protection d'intégrité de la position mesurée  $P_m$  de l'aéronef, associé à un signal d'alarme sur la position AlarmeP. Par exemple, le module de géolocalisation par satellite 20 est propre à calculer un rayon de protection horizontal d'intégrité hPIL et un rayon de protection vertical d'intégrité vPIL de la position mesurée  $P_m$ .

Le module de géolocalisation par satellite 20 est configuré pour émettre le signal d'alarme sur la position AlarmeP lorsque les rayons de protection hPIL et vPIL de la position ne bornent plus l'erreur de mesure de la position mesurée  $P_m$ .

Des techniques d'intégrité connues prennent en compte les défaillances possibles des différents types de systèmes GNSS considéré, par exemple les techniques ABAS (de l'anglais « Aircraft Based Augmentation Systems ») de type RAIM (de l'anglais « Receiver autonomous integrity monitoring »), ou les techniques SBAS.

5 Les rayons de protection horizontal hPIL et vertical vPIL de la position mesurée Pm sont calculés par le module de géolocalisation par satellite 20 en prenant en compte les défaillances du système GNSS.

La probabilité que l'erreur de position GNSS horizontale soit supérieure au rayon de protection horizontal hPIL de la position, sans que l'alarme d'intégrité de position  
10 AlarmeP ne soit émise, est inférieure à la probabilité de non intégrité de la position.

La probabilité que l'erreur de position GNSS verticale soit supérieure au rayon de protection vertical vPIL de la position, sans que l'alarme d'intégrité de position AlarmeP ne soit émise, est inférieure à la probabilité de non intégrité de la position.

En particulier, les rayons de protection horizontaux hPIL et verticaux vPIL de la  
15 position sont calculés en prenant en compte les événements normaux, normaux et rares, et anormaux pouvant affecter le système GNSS considéré et le module de géolocalisation par satellite 20.

Le calculateur 25 est configuré pour estimer au moins une vitesse Vv, Vn, Ve de l'aéronef.

20 Le calculateur 25 est, en outre, configuré pour calculer au moins un rayon de protection d'intégrité hVIL, vVIL associé à une vitesse de l'aéronef, et pour commander l'émission du signal d'alarme d'intégrité de vitesse AlarmeV.

De préférence, le calculateur 25 est configuré pour estimer un rayon de protection d'intégrité hVIL pour la composante horizontale de la vitesse de l'aéronef et un rayon de  
25 protection d'intégrité vVIL pour la composante verticale de la vitesse de l'aéronef.

Le calculateur 25 comporte un module de correction 30, un module 35 de projection 35, un premier module de calcul 40, un deuxième module de calcul 45, une boucle de correction 50, également appelée correcteur ou lisseur, et un troisième module de calcul 55.

30 Le calculateur 25 est, par exemple, un ordinateur comportant une mémoire et un processeur propre à exécuter des instructions de programme d'un produit programme d'ordinateur stocké dans la mémoire. Les modules de correction 30, de projection 35, les premier, deuxième et troisième modules de calcul 40, 45 et 55 et la boucle de correction 50 sont prévus sous la forme d'instruction de programme exécutables par le processeur  
35 du calculateur.

En variante, au moins un des modules de correction 30, de projection 35, les premier, deuxième et troisième modules de calcul 40, 45 et 55 et/ou la boucle de correction 50 sont réalisés sous la forme de circuits intégrés dédiés et/ou de circuits logiques programmables.

5 Le module de correction 30 est configuré pour calculer un cap géographique, également appelé « cap corrigé »  $C_c$ , à partir du cap magnétique mesuré par l'unité de mesure inertielle<sup>15</sup>. Par exemple, le cap corrigé  $C_c$  est l'angle entre l'axe de roulis projeté sur l'horizontale et la direction du Nord géographique projetée sur l'horizontale.

10 Par exemple, le module de correction 30 comprend des tables de déclinaison magnétique et est propre à calculer le cap corrigé  $C_c$ , selon un algorithme d'interpolation, à partir des tables de déclinaison magnétique.

15 Le module de projection 35 est configuré pour calculer au moins une accélération de l'aéronef dans le référentiel géographique. Par exemple, le module de projection 35 est configuré pour calculer une accélération  $A_n$  de l'aéronef selon la direction nord-sud, une accélération  $A_e$  de l'aéronef selon la direction est-ouest et une accélération  $A_v$  de l'aéronef selon la direction verticale à partir des accélérations  $A_l$ ,  $A_t$ ,  $A_{no}$ , des angles de roulis  $R_o$  et de tangage  $T_{an}$ , et de l'angle de cap géographique  $C_c$ .

20 Le premier module de calcul 40 est configuré pour calculer une accélération  $g$  de la pesanteur. Par exemple, le premier module de calcul 40 est propre à calculer l'accélération  $g$  de la pesanteur à partir de la latitude  $Lat$  et de l'altitude  $Alt$  fournies par le module de géolocalisation par satellite 20.

25 Le deuxième module de calcul 45 est configuré pour calculer une accélération  $A_c$  de Coriolis à partir de la latitude  $Lat$  et de l'altitude  $Alt$  fournies par le module de géolocalisation par satellite 20 et de la vitesse  $V_n$ ,  $V_v$ ,  $V_e$  de l'aéronef.

La boucle de correction 50 est configurée pour calculer, à partir d'au moins une accélération  $A_n$ ,  $A_e$ ,  $A_v$  dans le référentiel géographique, une vitesse  $V_n$ ,  $V_v$ ,  $V_e$  de l'aéronef.

Selon l'exemple de la figure 1, la boucle de correction 50 est configuré pour calculer trois composantes du vecteur vitesse  $V$  de l'aéronef.

30 La boucle de correction 50 comporte un premier comparateur 60, un premier intégrateur 65, un deuxième comparateur 70, un deuxième intégrateur 75, un troisième comparateur 80 et un premier multiplicateur 85.

35 Le troisième module de calcul 55 est configuré pour calculer au moins un rayon de protection d'intégrité  $h_{VIL}$ ,  $v_{VIL}$  d'une vitesse  $V_n$ ,  $V_v$ ,  $V_e$  de l'aéronef. Par exemple, le troisième module de calcul 55 est configuré pour calculer un rayon de protection

d'intégrité hVIL de la composante horizontale de la vitesse de l'aéronef et un rayon de protection d'intégrité vVIL de la vitesse verticale de l'aéronef.

Le fonctionnement du système de positionnement va maintenant être décrit en référence à la figure 2, qui représente un ordinogramme des étapes d'un procédé de calcul d'un rayon de protection d'intégrité hVIL, vVIL d'une vitesse de l'aéronef.

Le procédé de calcul d'une vitesse intègre comprend une phase 100 de mise en œuvre d'un procédé de calcul d'une vitesse intègre de l'aéronef et une étape 110 de calcul du rayon de protection hVIL, vVIL.

La phase de mise en œuvre 100 d'un procédé de calcul d'une vitesse de l'aéronef comprend une étape 120 de mesure d'une accélération, une première étape 130 d'intégration, une première étape 140 de correction, une deuxième étape 150 d'intégration et une première étape 160 d'estimation.

Au cours de l'étape de mesure 120, l'accélération  $A_l$  selon la direction longitudinale, l'accélération  $A_t$  selon la direction transversale et l'accélération  $A_{no}$  selon la direction normale sont mesurées par l'unité de mesure inertielle 15. Le tangage  $Tan$ , le roulis  $R_o$  et le cap  $C$  sont également mesurés par l'unité de mesure inertielle 15.

Le cap corrigé  $C_c$  est calculé à partir du cap magnétique  $C$  par le module de correction 30.

Les accélérations mesurées  $A_l$ ,  $A_t$ ,  $A_{no}$  sont projetées, par le module de projection 35, dans le référentiel géographique pour obtenir au moins une accélération  $A_e$ ,  $A_n$ ,  $A_v$  projetée. Selon l'exemple de la figure 1, l'accélération projetée  $A_e$  selon la direction nord-sud, l'accélération projetée  $A_e$  selon la direction est-ouest et l'accélération projetée  $A_v$  selon la direction verticale sont calculées.

Il est à noter qu'une erreur maximale  $\delta_{acc}$  est définie qui borne l'accélération projetée.

En particulier, une erreur maximale  $\delta_{acc_h}$  est définie pour les accélérations  $A_e$ ,  $A_n$  selon des directions horizontales et une erreur maximale  $\delta_{acc_v}$  est définie pour l'accélération  $A_v$  selon la direction verticale.

Ainsi, l'erreur maximale  $\delta_{acc_h}$  borne l'erreur d'accélération projetée sur l'horizontale et l'erreur maximale  $\delta_{acc_v}$  borne l'erreur d'accélération projetée sur la verticale.

L'erreur maximale  $\delta_{acc}$  sur l'accélération projetée traduit en particulier la contribution des erreurs de mesure de l'accélération mesurée par l'unité de mesure inertielle 15 et des erreurs de projection.

En outre, la position mesurée  $P_m$  de l'aéronef est mesurée par le module de géolocalisation par satellite 20.

Lors de la première étape d'intégration 130, au moins une accélération  $A_e$ ,  $A_n$ ,  $A_v$  dans le référentiel géographique est intégrée par le premier intégrateur 65 pour obtenir une vitesse mesurée  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  de l'aéronef selon une direction du référentiel géographique.

5 Selon l'exemple de la figure 1, au cours de la première étape d'intégration 130, la vitesse  $V_1$  mesurée selon la direction nord-sud, la vitesse  $V_2$  mesurée selon la direction est-ouest et la vitesse  $V_3$  mesurée selon la direction verticale sont calculées.

Par exemple, les accélérations  $A_l$ ,  $A_{t1}$ ,  $A_{t2}$  mesurées par l'unité de mesure inertielle 15 étant définies dans le référentiel lié à l'aéronef, les vitesses mesurées  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  sont obtenues chacune à partir de l'accélération  $A_e$ ,  $A_n$ ,  $A_v$  projetée correspondante, de l'accélération de la pesanteur  $g$  calculée par le premier module de calcul 40 et de l'accélération de Coriolis  $A_c$  calculée par le deuxième module de calcul 45.

Par exemple, chaque accélération projetée  $A_e$ ,  $A_n$ ,  $A_v$  est corrigée, par le premier comparateur 60, en fonction de l'accélération de Coriolis  $A_c$  et de l'accélération de la pesanteur  $g$  calculées.

Chaque vitesse mesurée  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  est alors obtenue par intégration, après correction, de l'accélération projetée  $A_e$ ,  $A_n$ ,  $A_v$  correspondante.

Lors de la première étape 140 de correction, au moins une vitesse corrigée  $V_v$ ,  $V_n$ ,  $V_e$  est calculée. Plus précisément, une vitesse corrigée  $V_n$  selon la direction nord-sud, une vitesse corrigée  $V_e$  selon la direction est-ouest et une vitesse corrigée  $V_v$  selon la direction verticale sont calculées.

Chaque vitesse corrigée  $V_v$ ,  $V_n$ ,  $V_e$  est obtenue par correction de la vitesse mesurée  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  correspondante par un correcteur du premier ordre. Le correcteur du premier ordre est ici formé par le deuxième comparateur 70, le deuxième intégrateur 75, le troisième comparateur 80 et le premier multiplicateur 85.

En particulier, chaque vitesse corrigée  $V_v$ ,  $V_n$ ,  $V_e$  obtenue par l'ajout à la vitesse mesurée correspondante, par le deuxième comparateur 70, d'une première quantité  $Q_1$ .

Lors de la deuxième étape d'intégration 150, chaque vitesse corrigée  $V_v$ ,  $V_n$ ,  $V_e$  est intégrée par le deuxième intégrateur 75 pour obtenir une position calculée  $P_c$ .

A l'étape 160 d'estimation, un écart  $\epsilon$  entre la position  $P_m$  mesurée par le module de positionnement par satellite 20 et la position  $P_c$  calculée est estimée par le troisième comparateur 80.

La première quantité  $Q_1$  est également estimée par le premier multiplicateur 85. La première quantité  $Q_1$  est égale au produit entre l'écart  $\epsilon$  et un premier gain  $K_1$ . Ainsi, la vitesse mesurée  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  est corrigée en fonction de l'écart  $\epsilon$ .

Le premier gain  $K_1$  est constant.

Une constante de temps  $\tau$  est définie pour le correcteur du premier ordre de la boucle de correction 50. La constante de temps  $\tau$  est égale à l'inverse du premier gain  $K_1$ . Cela s'écrit mathématiquement :

$$5 \quad \tau = 1 / K_1 \quad (\text{Equation 1})$$

L'étape 160 d'estimation est suivie de l'étape de calcul 110 du rayon de protection d'intégrité  $vVIL$ ,  $hVIL$ .

10 L'étape 120 de mesure d'une accélération, la première étape 130 d'intégration, la première étape 140 de correction, la deuxième étape 150 d'intégration et la première étape 160 d'estimation sont répétées dans cet ordre avec une période temporelle  $P$ . La période temporelle est, par exemple, égale à 20 Hertz (Hz).

15 Au cours de l'étape de calcul 110, le module de géolocalisation par satellite 20 calcule au moins un rayon de protection d'intégrité  $hPIL$ ,  $vPIL$  de la position. Plus précisément, le module de géolocalisation par satellite 20 calcule un rayon de protection d'intégrité horizontal  $hPIL$  et un rayon de protection d'intégrité vertical  $vPIL$ .

Chaque rayon de protection d'intégrité  $hVIL$ ,  $vVIL$  associé à la vitesse corrigée  $V_n$ ,  $V_e$ ,  $V_v$  est alors calculé en fonction d'un rayon de protection d'intégrité  $hPIL$ ,  $vPIL$  de la position  $P_m$  fourni par le module de géolocalisation par satellite 20 et de l'erreur maximale d'accélération  $\delta_{acc}$  de l'unité de mesure inertielle 15.

20 Chaque rayon de protection d'intégrité  $hVIL$ ,  $vVIL$  sur la vitesse est calculé par un calcul analytique.

Il est entendu par « calcul analytique » que chaque rayon de protection d'intégrité  $hVIL$ ,  $vVIL$  sur la vitesse est calculé selon une formule mathématique dépendant de valeurs disponibles à un instant donné. En particulier, le résultat d'un calcul analytique 25 n'est pas obtenu en intégrant en fonction du temps des grandeurs ou à partir d'une estimation en fonction de valeurs passées.

30 Chaque rayon de protection d'intégrité  $hVIL$ ,  $vVIL$  sur la vitesse corrigée est égal à la somme de la contribution de la pire variation de l'erreur de position  $P_m$  à l'intérieur du volume de protection défini par les rayons de protection sur la position  $hPIL$  et  $vPIL$ , et de la contribution des imperfections de l'unité de mesure inertielle 15.

La contribution de la pire variation de l'erreur de position, lorsque cette variation est propagée au travers de la boucle de correction 50, de constante de temps  $\tau$ , est égale à un rapport, appelé premier rapport, d'un rayon de protection d'intégrité  $hPIL$ ,  $vPIL$  de la position mesurée  $P_m$ , multiplié par 2, sur la constante de temps  $\tau$ .

35 La contribution des imperfections de l'unité de mesure inertielle est représentée par une fonction, appelée première fonction  $VIL_{inertiel}$ .

Ainsi, chaque rayon de protection d'intégrité de la vitesse hVIL, vVIL est conforme à l'équation :

$$VIL = \frac{2 \times PIL}{Tau} + VIL_{inertiel} \quad (\text{équation 2})$$

5 dans laquelle VIL est le rayon de protection hVIL, vVIL sur la vitesse calculé, PIL est le rayon de protection hPIL, vPIL sur la position correspondant et Tau est la constante de temps de la boucle de correction 50.

Afin de prendre en compte la contribution inertielle due à l'erreur maximale d'accélération projetée et intégrée sur la constante de temps Tau lors d'une phase de vol stabilisé, la première fonction  $VIL_{inertiel}$  est conforme à l'équation :

$$10 \quad VIL_{inertiel} = \delta_{acc} \times Tau \quad (\text{équation 3})$$

dans laquelle  $\delta_{acc}$  est l'erreur maximale sur la mesure d'accélération projetée qui traduit la contribution des erreurs de mesure de l'accélération par l'unité de mesure inertielle 15 et des erreurs de projection lors d'une phase de vol stabilisé.

15 Il est entendu par « phase de vol stabilisé » une période pendant laquelle l'aéronef est quasiment en translation à vitesse constante.

La fonction  $\delta_{acc}$  est définie différemment pour le calcul d'un rayon de protection hVIL portant sur la vitesse horizontale et pour le calcul d'un rayon de protection vVIL portant sur la vitesse verticale.

20 L'erreur horizontale d'accélération projetée  $\delta_{acch}$  est calculée en prenant en compte la contribution des accéléromètres  $b_{acch}$  et l'erreur d'attitude  $\Delta\phi_h$ .

L'erreur d'attitude  $\Delta\phi_h$  est une borne supérieure de l'erreur de roulis et de tangage lors d'une phase de vol stabilisé. La contribution des accéléromètres  $b_{acch}$  est une borne supérieure de l'erreur d'accélération horizontale mesurée par les accéléromètres.

25 L'accélération mesurée par les accéléromètres en phase de vol stabilisé étant proche de la réaction  $-g$  de l'aéronef porté par la masse d'air à la pesanteur, l'erreur horizontale d'accélération projetée  $\delta_{acch}$  est, par exemple, conforme à l'équation :

$$\delta_{acch} = |b_{acch}| + g \times |\Delta\phi_h| \quad (\text{équation 4})$$

dans laquelle « || » désigne une valeur absolue.

30 L'erreur verticale d'accélération projetée  $\delta_{accv}$  est calculée en prenant en compte la contribution des accéléromètres  $b_{accv}$  et l'influence de l'erreur d'altitude sur l'estimation de la pesanteur. Par exemple, l'erreur verticale d'accélération est conforme à l'équation :

$$\delta_{accv} = |b_{accv}| + k_v \times vPIL \quad (\text{équation 5})$$

dans laquelle  $k_v$  est un coefficient de sensibilité de la pesanteur terrestre à l'altitude. Le coefficient de sensibilité de la pesanteur terrestre à l'altitude  $k_v$  est proche de

$3 \cdot 10^{-6}$  mètres par seconde au carré par mètre ( $m \cdot s^{-2}/m$ ). La quantité  $b_{accv}$  est une borne supérieure de l'erreur d'accélération verticale mesurée par les accéléromètres.

Pendant les manœuvres de l'aéronef, la contribution de l'erreur inertielle augmente. On note  $K_{dyn}$  l'erreur supplémentaire développée pendant les manœuvres de l'aéronef. L'équation 3 devient alors :

$$VIL_{inertiel} = \delta_{acc} \times Tau + K_{dyn} \quad (\text{équation 6})$$

La fonction  $K_{dyn}$  est définie différemment pour le calcul d'un rayon de protection hVIL portant sur une vitesse horizontale et pour le calcul d'un rayon de protection vVIL portant sur une vitesse verticale.

Lorsque la vitesse est une vitesse horizontale, la fonction  $K_{dyn}$ , notée  $K_{dynh}$ , afin de prendre en compte l'effet d'erreur de projection de l'accélération horizontale en présence de l'erreur de cap géographique  $Cc$ , est conforme à l'équation :

$$K_{dynh} = A_h \times |\Delta\phi_v| \times Tau \quad (\text{équation 7})$$

dans laquelle  $\Delta\phi_v$  est une borne supérieure de l'erreur de mesure du cap géographique  $Cc$  lors d'une phase de vol dynamique, et  $A_h$  l'amplitude de l'accélération horizontale. Par exemple, l'amplitude  $A_h$  de l'accélération horizontale est égale à la racine carrée de la somme des carrés des accélérations  $A_e$ ,  $A_n$  selon les directions Nord-Sud et Est-Ouest.

Afin de prendre en compte l'effet d'erreur de projection de l'accélération horizontale en présence de l'erreur de roulis et tangage, la fonction  $K_{dyn}$ , notée  $K_{dynv}$ , pour une vitesse verticale, est conforme à l'équation :

$$K_{dynv} = A_h \times |\Delta\phi_h| \times Tau \quad (\text{équation 8})$$

dans laquelle  $\Delta\phi_h$  est une borne supérieure de l'erreur de mesure du roulis  $Ro$  et du tangage  $Tan$  lors d'une phase de vol dynamique, et  $A_h$  l'amplitude de l'accélération horizontale.

Ainsi, la deuxième fonction  $K_{dyn}$  est une fonction prenant en compte l'influence des manœuvres de l'aéronef lors d'une phase de vol non-stabilisé. En d'autres termes, la deuxième fonction  $K_{dyn}$  est une fonction d'une dynamique de la trajectoire de l'aéronef.

Ainsi, le troisième module de calcul 55 calcule le rayon de protection d'intégrité vertical vVIL sur la vitesse selon la formule :

$$vVIL = \frac{2 \times vPIL}{Tau} + \delta_{accv} \times Tau + K_{dynv} \quad (\text{équation 9})$$

Le troisième module de calcul 55 calcule, en outre, le rayon de protection d'intégrité horizontal hVIL sur la vitesse selon la formule :

$$hVIL = \frac{2 \times hPIL}{Tau} + \delta_{acch} \times Tau + K_{dynh} \quad (\text{équation 10})$$

Il est à noter que la constante de temps Tau, et donc le premier gain K1, sont susceptible d'être différents lors des calculs des différentes vitesses corrigées Ve, Vn, Vv.

Par exemple, une constante de temps  $Tau_h$  est utilisée pour le calcul des vitesses corrigées horizontales Ve, Vn et du rayon de protection d'intégrité horizontal hVIL sur la vitesse associé, et une autre constante de temps  $Tau_v$  est utilisée pour le calcul de la vitesse corrigée verticale Vv et du rayon de protection d'intégrité vertical vVil associé.

En particulier, chaque constante de temps Tau est égale à la racine carrée d'un rapport entre, au numérateur, un rayon de protection d'intégrité hPIL, vPIL de la position mesurée Pm et, au dénominateur, l'erreur maximale d'accélération  $\delta_{accv}$ ,  $\delta_{acch}$  associée.

Par exemple, la constante de temps  $Tau_h$  pour les vitesses corrigées horizontales Ve, Vn est conforme à l'équation :

$$Tau_h = \sqrt{2 \times hPIL / \delta_{acc_h}} \quad (\text{équation 11})$$

Par exemple, la constante de temps  $Tau_v$  pour la vitesse corrigée verticale Vv est conforme à l'équation :

$$Tau_v = \sqrt{2 \times vPIL / \delta_{acc_v}} \quad (\text{équation 12})$$

Les valeurs de rayon de protection d'intégrité hPIL, vPIL de la position mesurée Pm utilisées lors du calcul des constantes de temps  $Tau_h$ ,  $Tau_v$  sont, par exemple, des valeurs moyennes fournies par l'exploitant du système GNSS. De même, les valeurs de l'erreur maximale d'accélération  $\delta_{accv}$ ,  $\delta_{acch}$  sont des valeurs moyennes fournies par le fabricant de l'unité de mesure inertielle 15.

L'émission du signal d'alarme d'intégrité de vitesse AlarmeV a lieu lorsque l'alarme d'intégrité de position AlarmeP est émise par le récepteur GNSS. Si le récepteur GNSS n'émet pas l'alarme d'intégrité de position AlarmeP, les rayons de protection hPIL et vPIL de la position bornent bien l'erreur de la position mesurée Pm et que les rayons de protection hVIL et vVIL de la vitesse, calculés à partir des rayons de protection hPIL et vPIL, bornent bien l'erreur de vitesse.

Si le récepteur GNSS émet l'alarme d'intégrité de position AlarmeP, ce qui signifie que les rayons de protection hPIL et vPIL de la position ne bornent plus l'erreur sur la position mesurée Pm et que les rayons de protection hVIL et vVIL de la vitesse, calculés à partir des rayons de protection hPIL et vPIL de la position, ne bornent plus l'erreur de vitesse. Dans ce cas, le calculateur 25 émet l'alarme d'intégrité de vitesse AlarmeV pour indiquer à l'utilisateur que les vitesses corrigées Vv, Vn, Ve ne sont plus intègres.

Il est à noter que la description ci-dessus a été donnée dans le cas où l'unité de mesure inertielle 15 comporte un module AHRS. En variante, l'unité de mesure inertielle d'accélération 15 comporte un module IRS. Un module IRS (de l'anglais « *Inertial Reference System* ») est un module propre à mesurer un angle de cap géographique  $C_c$ .

5 Les modules IRS requièrent en général des capteurs de grande précision.

Dans ce cas, le calculateur 25 ne comporte pas de module de correction 30, puisque le module IRS est propre à mesurer un angle de cap géographique  $C_c$  sans nécessiter de correction.

10 L'utilisation de la boucle de correction 50 permet de corriger les mesures de vitesse  $V_1, V_2, V_3$  à partir de la position  $P_m$  mesurée par le module de géolocalisation 20 et ainsi d'éviter que les mesures de vitesse  $V_1, V_2, V_3$  divergent au cours du temps.

15 Le système de positionnement 10 permet de calculer une vitesse corrigée  $V_v, V_n, V_e$  avec une grande précision. Par exemple, la précision est meilleure que 10 centimètres par seconde (cm/s) lorsque l'unité de mesure inertielle 15 est du type IRS, et meilleure que 1 m/s lorsque l'unité de mesure inertielle 15 est du type AHRS.

De plus, la vitesse corrigée  $V_v, V_n, V_e$  est intègre. En particulier, la vitesse corrigée  $V_v, V_n, V_e$  est protégée par un rayon de protection  $hVIL, vVIL$  vis-à-vis des défaillances du système GNSS.

20 Le rayon de protection  $hVIL, vVIL$  dépend du type d'unité de mesure inertielle 15 utilisé et du type de module de géolocalisation utilisé. Par exemple si un module de géolocalisation par satellite 20 compatible SBAS est utilisé, le rayon de protection à  $10^{-6}$  par heure est meilleur que 1 m/s lorsque l'unité de mesure inertielle 15 est du type IRS, et est meilleur que quelques m/s lorsque l'unité de mesure inertielle 15 est du type AHRS.

25 En outre, le calcul de la vitesse intègre  $V_v, V_n, V_e$  et des rayons de protection d'intégrité  $hVIL, vVIL$  associés est de faible complexité et peu gourmand en capacité de calcul. Le système de positionnement 10 est donc susceptible d'être implémenté à partir de composants peu coûteux.

30 Le système de positionnement 10 est, de plus, susceptible d'être intégré dans des systèmes préexistants sans modification matérielle mais uniquement logicielle, puisque le procédé de calcul de la vitesse ne suppose pas de calculs complexes. En particulier, le système de positionnement 10 est susceptible d'être implémenté en utilisant comme calculateur 30 un calculateur d'un système de vision synthétique déjà existant.

35 Le premier exemple ci-dessus a été donné dans le cas où les constantes de temps  $\tau$  sont constantes, par exemple lorsqu'elles sont fixées « hors-ligne » au cours d'une étape de calibration effectuée au sol.

Selon une variante, les constantes de temps Tau sont calculées en temps réel à partir des valeurs de rayon de protection d'intégrité vPIL, hPIL de la position calculées.

Par exemple, les constantes de temps Tau sont calculées à chaque itération de l'étape 120 de mesure d'une accélération, de la première étape 130 d'intégration, de la première étape 140 de correction, de la deuxième étape 150 d'intégration et de la première étape 160 d'estimation.

Le procédé de calcul d'une vitesse est alors particulièrement adapté à un module de géolocalisation 20 fonctionnant en mode SBAS.

Par exemple, dans ce cas, chaque constante de temps Tau est comprise entre 10 s et 30 s si l'unité de mesure inertielle 15 est du type AHRS, et entre 50 s et 150 s si l'unité de mesure inertielle 15 est du type IRS.

Un deuxième exemple de système de positionnement 10 a été représenté sur la figure 3. Les éléments identiques au premier exemple de la figure 1 ne sont pas décrits à nouveau. Seules les différences sont mises en évidence.

La boucle de correction 50 est du deuxième ordre.

La boucle de correction 50 comporte un deuxième multiplicateur 90. Le deuxième multiplicateur 90 présente un deuxième gain K2. Le deuxième gain K2 est constant.

Le fonctionnement du deuxième exemple va maintenant être décrit.

Lors de l'étape 120 de mesure, au moins une accélération projetée  $A_e$ ,  $A_n$ ,  $A_v$  est corrigée d'une deuxième quantité Q2.

Par exemple, l'accélération projetée  $A_n$  selon la direction nord-sud, l'accélération projetée  $A_e$  selon la direction est-ouest et l'accélération projetée  $A_v$  selon la direction verticale sont évaluées.

Chaque deuxième quantité Q2 est égale au produit du deuxième gain K2 et de l'écart  $\varepsilon$ .

Le deuxième gain K2 est égal au rapport de, au numérateur, quatre et, au dénominateur, le carré de la constante de temps Tau.

Le premier gain K1 est égal au rapport de, au numérateur, quatre fois un coefficient d'amortissement  $\xi$  et, au dénominateur, la constante de temps Tau.

Le coefficient d'amortissement  $\xi$  est, par exemple, compris entre 0,7 et 1.

Les quantités  $b_{acch}$ ,  $b_{accv}$ ,  $\Delta\phi_h$ ,  $\Delta\phi_v$ , utilisées dans les équations 3, 4, 7 et 8 précédentes, ne représentent plus des erreurs maximales mais des variations maximales d'erreur pendant une durée égale à la constante de temps Tau.

Le deuxième exemple de système de positionnement est plus précis que le premier exemple.

En particulier, l'utilisation d'un correcteur du deuxième ordre permet de corriger l'erreur d'accélération projetée  $\delta_{acc}$ , qui influe sur la première fonction  $VIL_{inertiel}$

Lorsqu'un correcteur du second ordre est utilisé, la première fonction  $VIL_{inertiel}$  est alors conforme à l'équation :

5 
$$VIL_{inertiel} = \delta_{acc/Tau} \times Tau \quad (\text{équation 13})$$

où  $\delta_{acc/Tau}$  est non pas l'erreur maximale d'accélération projetée, mais la variation maximale de l'erreur d'accélération projetée pendant une durée égale à la constante de temps Tau. L'effet de la composante continue de l'erreur d'accélération projetée est ainsi supprimé.

10 Les rayons de protection d'intégrité hVIL, vVIL sur les vitesses sont alors plus petits.

REVENDEICATIONS

1.- Procédé de calcul d'une vitesse intègre d'un aéronef vis-à-vis des défaillances d'un système de positionnement par satellites, comprenant:

5 - l'obtention (120) d'une vitesse mesurée ( $V1, V2, V3$ ) de l'aéronef à partir d'une unité de mesure inertielle (15) de l'aéronef,

- l'obtention d'une position mesurée ( $Pm$ ) de l'aéronef, associée à un rayon de protection d'intégrité de position ( $hPIL, vPIL$ ), à partir d'un module de positionnement par satellite (20) de l'aéronef,

10 - le calcul, par une boucle de correction (50), d'une vitesse corrigée ( $Vn, Ve, Vv$ ), le calcul de la vitesse ( $Vn, Ve, Vv$ ) corrigée comprenant le calcul (150) d'une position calculée ( $Pc$ ) par intégration de la vitesse corrigée ( $Vn, Vv, Ve$ ), et la correction (140) de la vitesse mesurée ( $V1, V2, V3$ ) en fonction d'une différence ( $\epsilon$ ) entre la position calculée ( $Pc$ ) et la position mesurée ( $Pm$ ),

15 - le calcul d'un rayon de protection d'intégrité ( $vVIL, hVIL$ ) sur la vitesse corrigée ( $Vn, Ve, Vv$ ), égal à la somme d'une contribution de la pire variation de l'erreur de position mesurée ( $Pm$ ) à l'intérieur d'un volume de protection défini par le rayon de protection d'intégrité de position ( $hPIL, vPIL$ ), et d'une contribution des imperfections de l'unité de mesure inertielle (15).

20

2.- Procédé de calcul d'une vitesse intègre selon la revendication 1, comprenant, en outre :

- la mesure, par l'unité de mesure inertielle (15), d'au moins une accélération ( $AI, Ano, At$ ) de l'aéronef dans un référentiel lié à l'aéronef,

25 - la projection de chaque accélération ( $AI, Ano, At$ ) mesurée dans un référentiel géographique pour obtenir au moins une accélération projetée ( $An, Ae, Av$ ), la projection étant, en outre, fonction d'une accélération de la pesanteur ( $g$ ), et

- l'intégration de l'accélération projetée ( $An, Ae, Av$ ) pour obtenir la vitesse mesurée ( $V1, V2, V3$ ).

30

3.- Procédé de calcul d'une vitesse intègre d'un aéronef selon la revendication 2, dans lequel le calcul d'une vitesse corrigée comprend :

- la correction de l'accélération projetée d'une quantité égale au produit entre un gain, appelé deuxième gain ( $K2$ ), et l'écart de position ( $\epsilon$ ), et

35 - la correction de la vitesse mesurée ( $V1, V2, V3$ ) d'une quantité égale au produit entre un premier gain ( $K1$ ) et l'écart de position ( $\epsilon$ ).

4.- Procédé de calcul d'une vitesse intègre d'un aéronef selon la revendication 3, dans lequel le premier gain (K1) et le deuxième gain (K2) sont constants.

5  
5.- Procédé de calcul d'une vitesse intègre d'un aéronef selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, dans lequel le rayon de protection d'intégrité ( $h_{VIL}$ ,  $v_{VIL}$ ) de la vitesse corrigée ( $V_n$ ,  $V_c$ ,  $V_e$ ) est égal à la somme d'un rapport du double du rayon de protection d'intégrité ( $h_{PIL}$ ,  $v_{PIL}$ ) de la position mesurée ( $P_m$ ) sur une constante de temps ( $\tau$ ) de la boucle de correction (50), et d'une première fonction ( $VIL_{inertiel}$ ) de l'erreur maximale de l'accélération projetée ( $A_n$ ,  $A_e$ ,  $A_v$ ).

15  
6.- Procédé de calcul d'une vitesse intègre d'un aéronef selon la revendication 5, dans lequel la première fonction ( $VIL_{inertiel}$ ) de l'erreur maximale de l'accélération projetée ( $A_n$ ,  $A_e$ ,  $A_v$ ) est égale à la somme d'une deuxième fonction ( $K_{dyn}$ ) et d'un produit, la deuxième fonction ( $K_{dyn}$ ) étant une fonction d'une dynamique de la trajectoire de l'aéronef et le produit étant un produit d'une erreur maximale ( $\delta_{acc_v}$ ,  $\delta_{acc_h}$ ) de l'accélération projetée et de la constante de temps ( $\tau$ ).

20  
7.- Procédé de calcul d'une vitesse intègre d'un aéronef selon la revendication 6, dans lequel la constante de temps ( $\tau$ ) est égale à la racine carrée du rapport entre, au numérateur, le rayon de protection d'intégrité ( $h_{PIL}$ ,  $v_{PIL}$ ) de la position mesurée ( $P_m$ ) et, au dénominateur, l'erreur maximale ( $\delta_{acc_v}$ ,  $\delta_{acc_h}$ ) de l'accélération projetée.

25  
8.- Système de positionnement (10) comprenant une unité de mesure inertielle (15), un module de géolocalisation par satellite (20) et un calculateur, le calculateur étant configuré pour mettre en œuvre un procédé de calcul d'une vitesse intègre selon l'une quelconque des revendications 1 à 7.

30  
9.- Aéronef équipé d'un système de positionnement (10) selon la revendication 8.

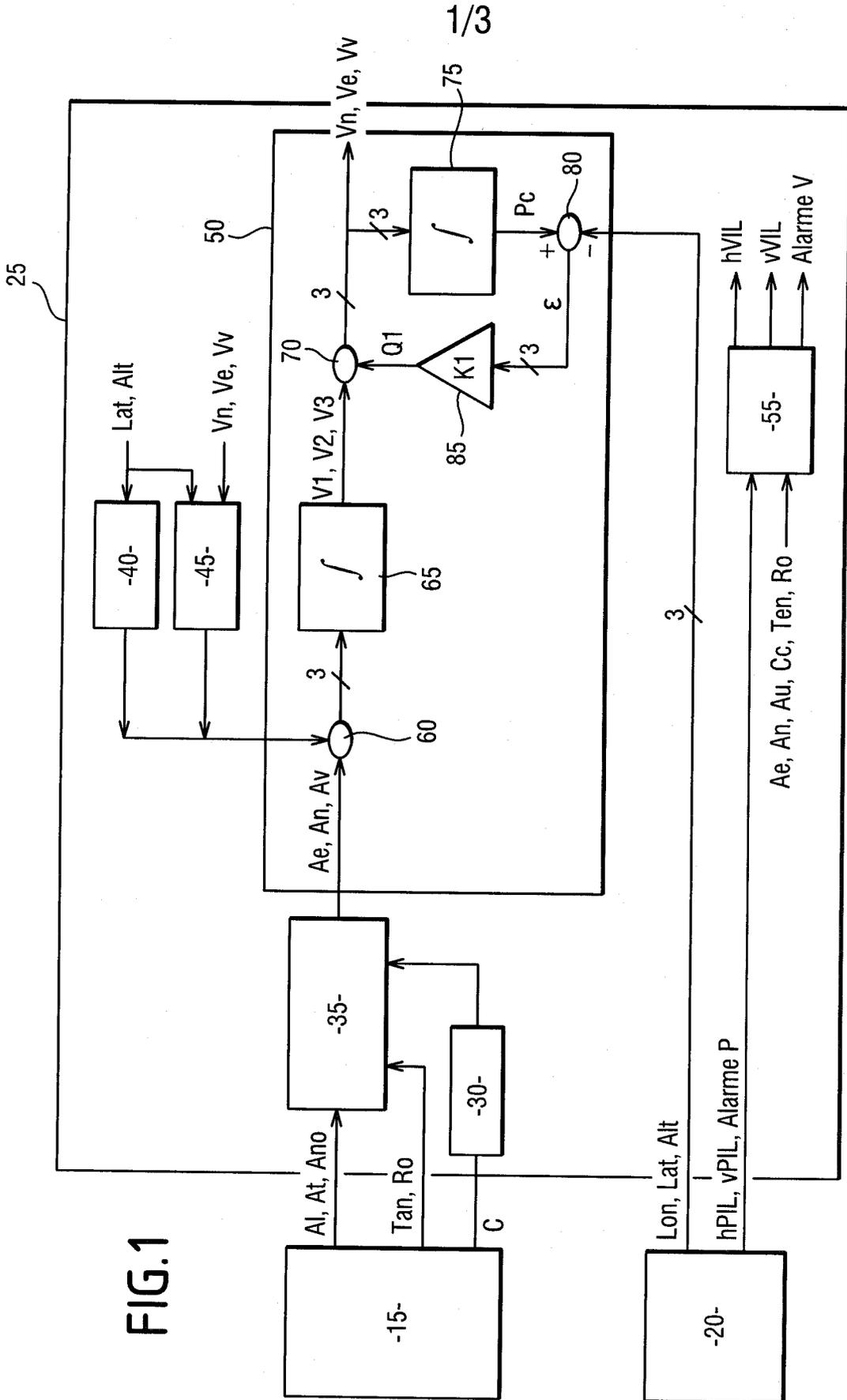


FIG.1

2/3

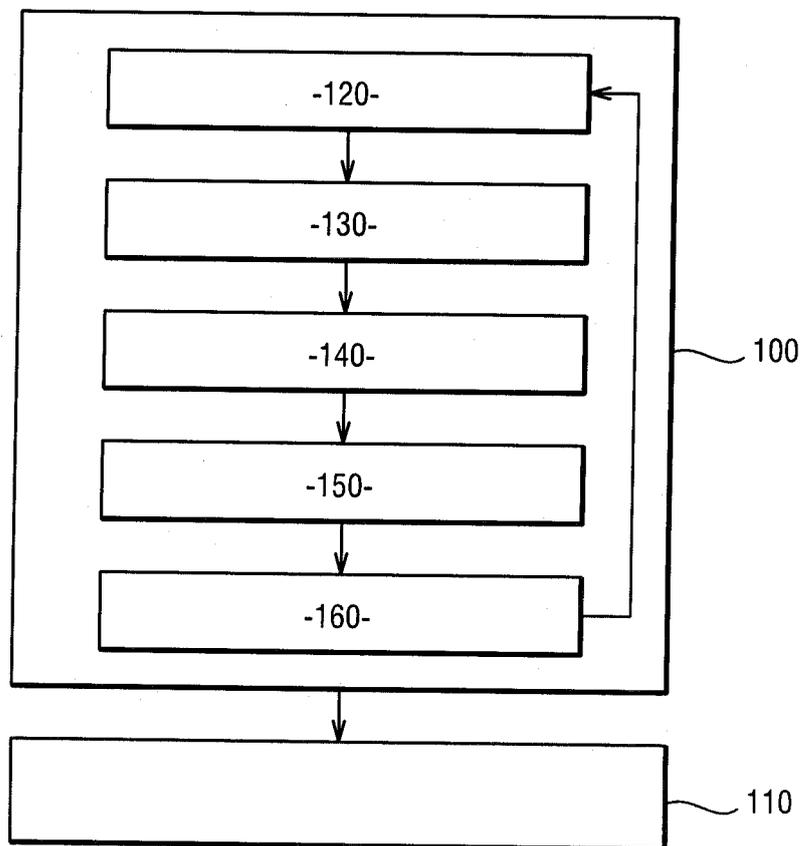


FIG.2

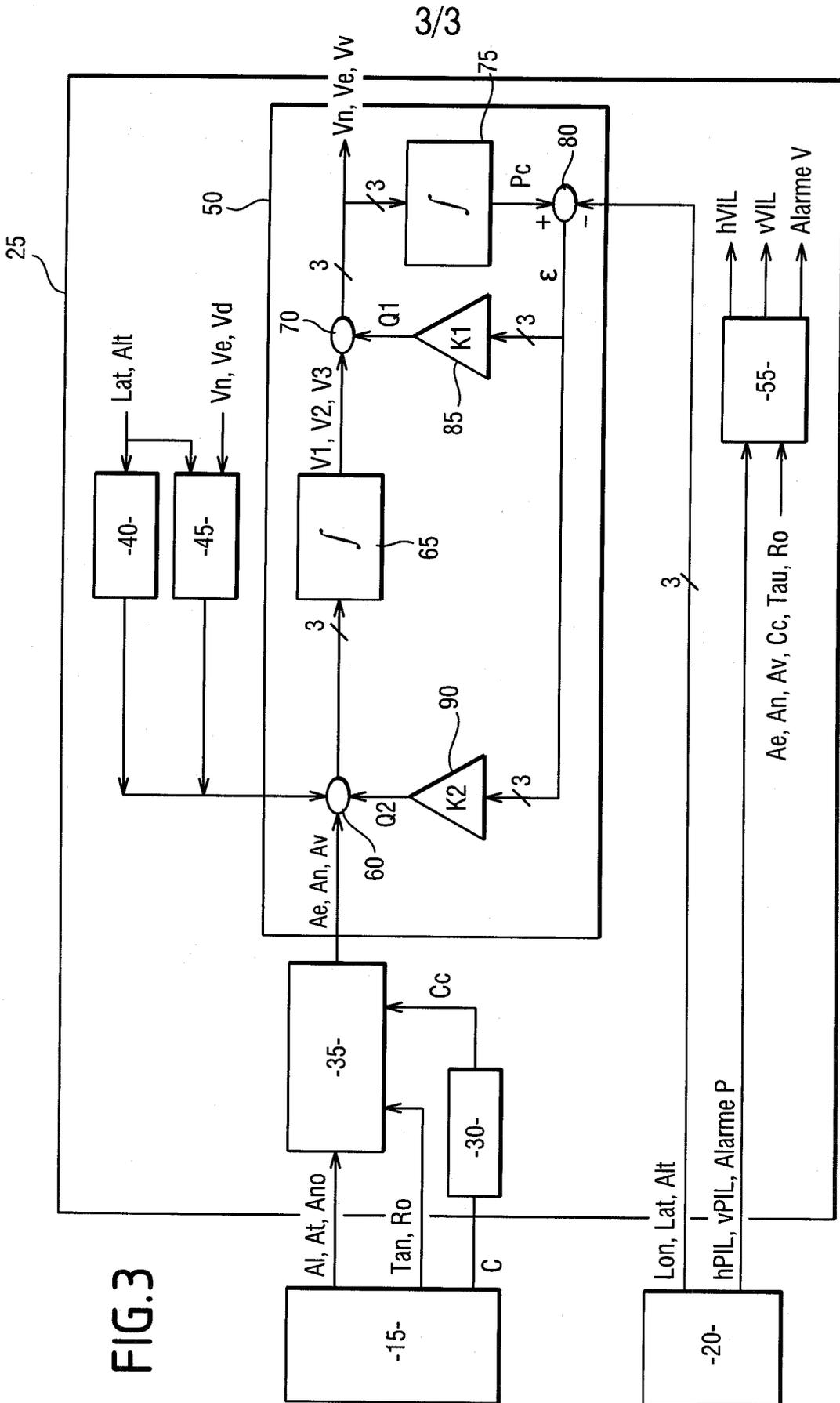


FIG.3



**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1700303 FA 839301**

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

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **10-11-2017**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 3018447	A1	11-05-2016	EP 3018447 A1	11-05-2016
			FR 3028310 A1	13-05-2016
			US 2016131485 A1	12-05-2016
-----				
WO 03029755	A1	10-04-2003	CA 2461595 A1	10-04-2003
			EP 1430272 A1	23-06-2004
			FR 2830320 A1	04-04-2003
			US 2004239560 A1	02-12-2004
			WO 03029755 A1	10-04-2003
-----				
US 2010026567	A1	04-02-2010	AT 451626 T	15-12-2009
			CA 2664994 A1	10-04-2008
			EP 2069818 A1	17-06-2009
			FR 2906893 A1	11-04-2008
			JP 2010506156 A	25-02-2010
			US 2010026567 A1	04-02-2010
			WO 2008040658 A1	10-04-2008
-----				