

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

①1 N° de publication :

2 968 785

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

②1 N° d'enregistrement national :

10 60314

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : G 05 D 1/10 (2012.01), G 05 D 1/02

①2

## DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 09.12.10.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 15.06.12 Bulletin 12/24.

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 :

⑦1 Demandeur(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par actions simplifiée — FR.

⑦2 Inventeur(s) : POTAGNIK NICOLAS, PERRIE JEAN-DAMIEN, BOURRET THIERRY, MULLER JEAN et LANTERNA FLORENT.

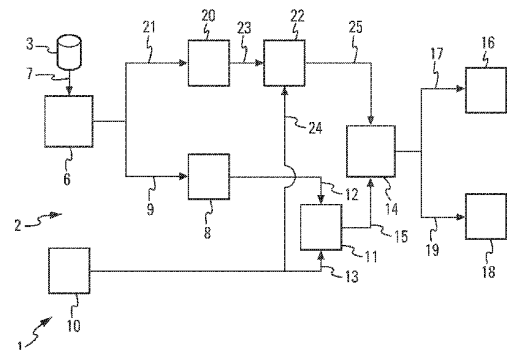
⑦3 Titulaire(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par actions simplifiée.

⑦4 Mandataire(s) : GEVERS FRANCE.

⑤4 PROCÉDE ET DISPOSITIF DE SURVEILLANCE AUTOMATIQUE DE LA CAPACITÉ D'UN AÉRONEF À SUIVRE UNE TRAJECTOIRE DE VOL COMPRENANT AU MOINS UN VIRAGE.

⑤7 - Procédé et dispositif de surveillance automatique de la capacité d'un aéronef à suivre une trajectoire de vol comprenant au moins un virage.

- Le dispositif de surveillance (1) comporte des moyens (6, 8, 10, 11, 14) pour réaliser des surveillances, afin de vérifier la capacité de l'aéronef à suivre au moins un virage de sa trajectoire de vol.



FR 2 968 785 - A1



La présente invention concerne un procédé et un dispositif de surveillance automatique de la capacité d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport, à suivre une trajectoire de vol comprenant au moins un virage.

Bien que non exclusivement, la présente invention s'applique plus particulièrement à des opérations à performances de navigation requises avec autorisation requise, de type RNP AR (« Required Navigation Performance with Authorization Required » en anglais). Ces opérations RNP AR sont basées sur une navigation de surface de type RNAV (« aRea NAVigation » en anglais) et sur des opérations à performances de navigation requises de type RNP (« Required Navigation Performance » en anglais). Elles présentent la particularité de nécessiter une autorisation spéciale pour pouvoir être mises en œuvre sur un aéronef.

La navigation de surface de type RNAV permet à un aéronef de voler de point de route (« waypoint » en anglais) en point de route, et non plus de stations sol (de moyens de radionavigation de type NAVAID) en stations sol.

On sait que le concept RNP correspond à une navigation de surface, pour laquelle sont ajoutés (à bord de l'aéronef) des moyens de surveillance et d'alerte qui permettent d'assurer que l'aéronef reste dans un couloir, dit RNP, autour d'une trajectoire de référence et qui autorisent la prise en compte de trajectoires courbes. A l'extérieur de ce couloir se trouve potentiellement du relief ou d'autres aéronefs. La performance requise pour un type d'opération RNP est définie par une valeur RNP qui représente la demi-largeur (en milles nautiques : NM) du couloir autour de la trajectoire de référence, dans lequel l'aéronef doit rester 95% du temps au cours de l'opération. Un second couloir (autour de la trajectoire de référence) de demi-largeur deux fois la valeur RNP est également défini. La probabilité que l'aéronef sorte de ce second couloir doit être inférieure à  $10^{-7}$  par heure de vol.

Le concept d'opérations RNP AR est plus contraignant encore. Les procédures RNP AR sont, en effet caractérisées par :

- des valeurs RNP :

- qui sont inférieures ou égales à 0,3NM en approche, et qui peuvent descendre jusqu'à 0,1NM ; et
- qui sont strictement inférieures à 1NM au départ et lors d'une remise des gaz, et qui peuvent également descendre jusqu'à 0,1NM ;

- un segment d'approche finale qui peut être courbe ; et

- des obstacles (montagnes, trafic...) qui peuvent être situés à deux fois la valeur RNP par rapport à la trajectoire de référence, alors que pour les opérations RNP usuelles, une marge supplémentaire par rapport aux obstacles est prévue.

Les autorités aériennes ont défini un niveau de sécurité visé TLS (« Target Level of Safety » en anglais) de  $10^{-7}$  par opération, quel que soit le type. Dans le cas des opérations RNP AR, comme les valeurs RNP peuvent descendre jusqu'à 0,1NM et les obstacles peuvent être situés à deux fois la valeur RNP de la trajectoire de référence, cet objectif se traduit par une probabilité que l'aéronef sorte du couloir de demi-largeur  $D=2.RNP$  qui ne doit pas excéder  $10^{-7}$  par procédure.

Les équipements embarqués à bord des aéronefs (système de gestion de vol, centrale inertielle, moyens d'actualisation de données GPS et moyens de guidage du pilote automatique), ainsi que l'architecture usuelle, ne permettent pas d'atteindre le niveau de sécurité visé, si on ne prévoit pas des moyens opérationnels de mitigation, notamment pour la détection et la gestion des pannes éventuelles. C'est pourquoi une autorisation spéciale est requise pour ce type d'opération, afin d'assurer que les procédures opérationnelles et l'entraînement des pilotes permettent d'atteindre le niveau de sécurité visé. De plus, comme l'équipage doit prendre en charge certaines pannes, les aéronefs ne sont aujourd'hui pas capables de garantir une valeur RNP de 0,1NM sous panne, car l'équipage n'est pas en mesure de tenir les exigences de performance en pilotage manuel.

Sur les aéronefs actuels, la surveillance des opérations RNP AR est réalisée par le biais de deux fonctions usuelles, à savoir :

- une première fonction qui surveille la précision et l'intégrité du calcul de position :

- 5           • la précision de la position est comparée à une fois la valeur RNP ;
- l'intégrité est comparée à deux fois la valeur RNP ; et
- si l'un des deux paramètres, précision ou intégrité, excède le seuil alloué, une alerte est émise et l'équipage doit entreprendre des actions appropriées ; et

10 - une deuxième fonction qui permet à l'équipage de surveiller le guidage de l'aéronef :

- les déviations latérales et verticales de l'aéronef par rapport à la trajectoire de référence sont affichées et présentées à l'équipage ;
- l'équipage surveille les déviations par rapport aux budgets alloués
- 15       pour chaque déviation. Si l'équipage détecte un écart excessif, il doit reprendre en main l'aéronef et entreprendre des actions correctrices adéquates.

Comme indiqué précédemment, les aéronefs actuels ne sont pas capables de garantir une valeur RNP de 0,1NM sous panne et l'équipage doit

20 être entraîné spécialement pour voler les procédures RNP AR. L'équipage doit, en effet, être capable de détecter et traiter, de façon adéquate, les pannes qui sont susceptibles de compromettre l'opération en cours.

L'objectif pour les aéronefs futurs est d'avoir la capacité de voler les procédures RNP AR avec des valeurs RNP jusqu'à 0,1NM, et ceci sans

25 restriction (en situation normale et en cas de panne) en départ, approche et remise de gaz. Pour cela, l'équipage ne doit plus être considéré comme le principal moyen de détection et de traitement des pannes.

La capacité d'un aéronef à suivre une trajectoire RNP AR comprenant au moins un virage, peut être compromise sous certaines conditions

30 particulières, notamment en cas de vents défavorables. Sous ce type de

conditions et suivant la force du vent rencontré, l'aéronef peut ne plus être en mesure de suivre la trajectoire définie. Ce type de problème peut également être rencontré lorsque la vitesse de l'aéronef excède une vitesse de référence pour le virage abordé. Cette situation peut, notamment, intervenir suite à une panne ou à une erreur de l'équipage concernant une vitesse manuellement sélectionnée.

Il est donc avantageux de pouvoir surveiller la capacité de l'aéronef à atteindre les performances RNP AR. Si le niveau de performances requis n'est pas atteint, l'équipage doit en être informé, afin qu'il puisse réagir de la façon la plus appropriée.

La présente invention a pour objet de remédier aux inconvénients précités. Elle concerne un procédé de surveillance automatique de la capacité d'un aéronef à suivre une trajectoire de vol comprenant au moins un virage.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que, lors d'un vol de l'aéronef, pour au moins un virage de ladite trajectoire de vol, de façon automatique :

- a) on détermine le rayon dudit virage ;
- b) on détermine une vitesse limite, jusqu'à laquelle l'aéronef peut voler suivant ledit virage sans risque d'excursion de la trajectoire de vol ;
- c) on détermine une valeur de vitesse courante de l'aéronef ;
- d) on compare cette valeur de vitesse courante à ladite vitesse limite ; et
- e) on déduit de cette comparaison :
  - si la valeur de vitesse courante est inférieure ou égale à ladite vitesse limite, que l'aéronef peut voler suivant ledit virage sans aucun risque d'excursion ; et
  - si la valeur de vitesse courante est supérieure à ladite vitesse limite, qu'il existe un risque d'excursion.

De préférence, on met en œuvre lesdites étapes c), d) et e) de façon répétitive, lors d'un vol de l'aéronef.

Ainsi, grâce à l'invention, par la comparaison de la vitesse courante de l'aéronef, en particulier une vitesse sol courante, à une vitesse limite calculée de façon appropriée, on est en mesure de surveiller l'adaptation de la

vitesse de l'aéronef au(x) virage(s) à venir, c'est-à-dire la capacité de l'aéronef à suivre sa trajectoire sans risque d'excursion.

La surveillance conforme à l'invention de performances de suivi de trajectoire avec virage(s) est particulièrement adaptée au contexte RNP, mais  
5 peut être étendue à tout contexte de guidage réalisé suivant un plan de vol.

Avantageusement, à l'étape e), on émet une alerte s'il existe un risque d'excursion. Ainsi, si le niveau de performances requis n'est pas atteint, l'équipage est informé et il peut réagir de la manière la plus adaptée, soit en réduisant sa vitesse, soit en effectuant une remise des gaz.

10 En outre, avantageusement, à l'étape a) :

- on détermine le rayon du virage considéré, à partir de données (ledit rayon du virage ou d'autres données) extraites d'une base de données embarquée ;  
ou
- on calcule ledit rayon du virage, à partir d'un roulis nominal dudit virage.

15 Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, on réalise de plus les opérations suivantes :

- à l'étape b), on détermine une vitesse maximale théorique, jusqu'à laquelle l'aéronef peut voler suivant ledit virage ;
  - à l'étape d), on compare la valeur de vitesse courante à ladite vitesse maximale théorique ; et
  - à l'étape e), on déduit de cette comparaison :
    - si la valeur de vitesse courante est inférieure ou égale à ladite vitesse maximale théorique, que l'aéronef n'est pas en survitesse ; et
    - si la valeur de vitesse courante est supérieure à ladite vitesse maximale théorique, que l'aéronef est en survitesse.
- 20
- 25

Dans ce cas, de préférence, à l'étape e) :

- on émet une alerte en cas de risque d'excursion sans survitesse; et
- on émet une alarme (qui est différente de l'alerte) en cas de survitesse.

Ainsi, on peut adapter le niveau d'alerte (alerte, alarme) à la situation  
30 effective : un simple risque d'excursion sans survitesse ou une survitesse.

En outre, avantageusement, à l'étape b) :

- on calcule ladite vitesse maximale théorique à l'aide d'un roulis maximal et d'un rayon de virage extrait d'une base de données ; et

- on peut calculer ladite vitesse limite, soit à l'aide d'un roulis limite et d'un rayon de virage extrait d'une base de données, soit en soustrayant une valeur constante à une vitesse maximale théorique.

5

Par ailleurs, on met en œuvre lesdites étapes a) à e) :

- soit pour la totalité des virages de la trajectoire de vol de l'aéronef ;

- soit pour seulement une partie desdits virages, en analysant uniquement le prochain virage ou un nombre réduit de prochains virages par exemple, ce qui peut être suffisant pour laisser un temps de réaction à l'équipage en cas de problème.

10

Par ailleurs, avantageusement, à l'étape e), on peut également réaliser une régulation automatique de la vitesse en cas de risque d'excursion.

15

La présente invention concerne également un dispositif de surveillance automatique de la capacité d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport, à suivre une trajectoire de vol comprenant au moins un virage.

Selon l'invention, ledit dispositif est remarquable en ce qu'il comporte :

- des moyens pour déterminer, au cours d'un vol de l'aéronef, le rayon d'au moins un virage de ladite trajectoire de vol ;

20

- des moyens pour déterminer une vitesse limite, jusqu'à laquelle l'aéronef peut voler suivant ledit virage sans risque d'excursion de la trajectoire ;

- des moyens pour déterminer une valeur de vitesse courante de l'aéronef;

- des moyens pour comparer cette valeur de vitesse courante à ladite vitesse limite ; et

25

- des moyens pour déduire de cette comparaison :

- si la valeur de vitesse courante est inférieure ou égale à ladite vitesse limite, que l'aéronef peut voler suivant ledit virage sans aucun risque d'excursion de la trajectoire de vol ; et

30

- si la valeur de vitesse courante est supérieure à ladite vitesse limite, qu'il existe un risque d'excursion.

En outre, dans un mode de réalisation préféré, ledit dispositif comporte de plus :

- des moyens pour déterminer une vitesse maximale théorique, jusqu'à laquelle l'aéronef peut voler suivant ledit virage ;
- 5 - des moyens pour comparer la valeur de vitesse courante à ladite vitesse maximale théorique ; et
- des moyens pour déduire de cette comparaison :
  - si la valeur de vitesse courante est inférieure ou égale à ladite vitesse maximale théorique, que l'aéronef n'est pas en survitesse ; et
  - 10 • si la valeur de vitesse courante est supérieure à ladite vitesse maximale théorique, que l'aéronef est en survitesse.

La présente invention concerne également :

- un système de guidage de l'aéronef, qui comporte un dispositif de surveillance tel que celui précité ; et/ou
- 15 - un aéronef, en particulier un avion de transport, qui est muni d'un tel système de guidage et/ou d'un tel dispositif de surveillance.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

20 La figure 1 est le schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention.

La figures 2 à 4 sont des représentations permettant d'expliquer les caractéristiques principales de la présente invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à surveiller automatiquement la capacité d'un aéronef AC, en particulier d'un avion de transport, à suivre une trajectoire de vol TV comprenant des virages VA, VB, VC, VD, en vérifiant si l'aéronef AC est en mesure de voler suivant ces virages VA, VB, VC, VD. Ce dispositif de surveillance 1 peut faire partie d'un système de guidage 2 de l'aéronef AC.

30 On sait que la navigation, en ou hors contexte RNP, s'appuie sur les informations fournies par le plan de vol. Celui-ci est décomposé en une

succession de segments S1 à S6 définis dans le plan latéral, comme représenté sur la figure 2. Ces segments peuvent être de différents types : des segments de droite, comme S1, S3, S4, et S6, et des arcs de cercle, comme S2 et S5. Les virages VA, VB, VC considérés dans la présente invention peuvent être des segments de virage basiques, comme S2 et S5, ou bien une succession de deux segments de droite, comme S3 et S4. Pour chaque virage VA, VB, VC du plan de vol, une base de données de navigation 3 fournit son rayon RA, RB, RC et la vitesse de référence à laquelle il doit être abordé. L'angle de roulis nominal applicable pour suivre la trajectoire décrite peut être déduit des paramètres précédents. De façon usuelle, un système de gestion de vol détermine, à partir de la position de l'aéronef AC et de son attitude, des paramètres illustrant l'écart de l'aéronef AC par rapport à la trajectoire TV. Il détermine également un angle de roulis nominal à appliquer sur les segments à venir, en fonction de leur rayon de virage. A partir d'informations présentes dans le plan de vol et de données reflétant la position de l'aéronef AC vis-à-vis de la trajectoire de vol TV, une fonction de transfert usuelle de grande boucle latérale calcule un ordre de mise en virage de l'aéronef AC. Cet ordre est ensuite transmis à une fonction de transfert de petite boucle pour asservir l'aéronef AC. De cette manière, le système de gestion de vol calcule un ordre de mise en virage qui est transféré à un système de commande de vol pour asservir l'aéronef AC. Cet ordre peut évoluer dans un intervalle compris entre  $+\Phi_{max}$  et  $-\Phi_{max}$ , par exemple entre +30 et -30 degrés, par rapport à une attitude de l'aéronef AC avec ailes à plat (illustrée en tirets sur la figure 3), en fonctionnement nominal. Les attitudes extrêmes sont représentées sur les deux parties 4 et 5, à gauche et à droite, de la figure 3. Cette plage de valeurs peut, notamment, être la limite d'autorité du guidage grande boucle.

Comme indiqué ci-dessus, la capacité d'un aéronef AC à suivre une trajectoire de vol TV1 comprenant au moins un virage VD peut être compromise sous certaines conditions particulières, notamment en cas de vents défavorables, comme représenté sur la figure 4, sur laquelle on a mis

en évidence le vent par des flèches F. Sous ce type de conditions et suivant la force du vent rencontré, l'aéronef AC peut ne plus être mesure de suivre la trajectoire TV1 définie, de manière à voler selon une trajectoire T1 qui sort d'un couloir C définie autour de la trajectoire TV1, par exemple un couloir RNP usuel. Ce type de problème peut également être rencontré, lorsque la vitesse de l'aéronef AC excède une vitesse de référence pour le virage VD abordé. Une telle situation peut, notamment, intervenir suite à une panne ou bien suite à une erreur de l'équipage concernant la vitesse manuellement sélectionnée.

10 Le dispositif 1 conforme à l'invention a pour objet de surveiller la capacité de l'aéronef AC à suivre sa trajectoire de vol de manière à pouvoir détecter une situation telle que précitée.

A cet effet, ledit dispositif 1 qui est embarqué sur l'aéronef AC, comporte, selon l'invention :

- 15 - des moyens 6 pour déterminer, de façon usuelle, pour chaque virage considéré VA, VB, VC, le rayon RA, RB, RC dudit virage. Ces moyens 6 sont reliés, de préférence, par une liaison 7 à la base de données 3 et, soit extraient directement le rayon de cette base de données 3, soit calculent de façon usuelle le rayon à partir de données extraites de cette base de données
- 20 3 ;
- des moyens 8 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 9 auxdits moyens 6 et qui sont formés de manière à déterminer une vitesse limite Vlim, jusqu'à laquelle l'aéronef AC peut voler suivant ledit virage sans risque d'excursion de la trajectoire TV ;
- 25 - des moyens 10 pour déterminer une valeur de vitesse courante Vc de l'aéronef AC ;
- des moyens 11 qui sont reliés par l'intermédiaire de liaisons 12 et 13, respectivement, auxdits moyens 8 et 10 et qui sont formés de manière à comparer cette valeur de vitesse courante Vc à ladite vitesse limite Vlim ; et

- des moyens 14 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 15 auxdits moyens 11 et qui sont formés de manière à déduire de la comparaison précédente :

- tant que la valeur de vitesse courante  $V_c$  reste inférieure ou égale à ladite vitesse limite  $V_{lim}$ , que l'aéronef AC peut voler suivant le virage considéré sans aucun risque d'excursion ; et
- dès que la valeur de vitesse courante  $V_c$  devient supérieure à ladite vitesse limite  $V_{lim}$ , qu'il existe un risque d'excursion.

Ainsi, par la comparaison de la vitesse courante  $V_c$  de l'aéronef AC, en particulier une vitesse sol courante, à une vitesse limite  $V_{lim}$  calculée de façon appropriée, ledit dispositif 1 conforme à l'invention est en mesure de surveiller l'adaptation de la vitesse de l'aéronef AC au(x) virage(s) à venir, c'est-à-dire la capacité de l'aéronef AC à suivre sa trajectoire TV, et notamment à atteindre des performances RNP AR.

La surveillance conforme à l'invention est particulièrement adaptée au contexte RNP, mais peut être étendue à tout contexte de guidage réalisé suivant un plan de vol.

Ledit dispositif 1 comporte, de plus, des moyens 16 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 17 auxdits moyens 14 et qui sont formés de manière à émettre une alerte, de type visuel ou sonore, dans le poste de pilotage de l'aéronef AC, dès que les moyens 14 considèrent qu'il existe un risque d'excursion. Ainsi, si le niveau de performances requis n'est pas atteint, l'équipage est immédiatement informé et il peut ainsi réagir de la façon la plus adaptée, soit en réduisant manuellement la vitesse de l'aéronef AC, soit en commandant une remise des gaz.

L'invention prévoit ainsi des alertes à destination de l'équipage, pour que l'équipage puisse réagir en conséquence en cas de problème, en régulant manuellement la vitesse de l'aéronef AC. Il est également possible de réaliser une régulation automatique de la vitesse de l'aéronef AC.

A cet effet, dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif 1 comporte, de plus, des moyens 18 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une

liaison 19 auxdits moyens 14 et qui sont formés de manière à réaliser une régulation automatique de la vitesse en cas de risque d'excursion, de préférence en la bornant systématiquement à la vitesse limite  $V_{lim}$ . Si la régulation automatique de vitesse ne permet pas, malgré tout, d'atteindre le niveau de performances souhaité, cette approche peut être complétée par des

5 niveaux d'alerte choisis de façon pertinente (et émis par les moyens 16).

En outre, dans un mode de réalisation préféré, ledit dispositif 1 comporte de plus :

- des moyens 20 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 21 auxdits

10 moyens 6 et qui sont formés de manière à déterminer une vitesse maximale théorique  $V_{max}$ , jusqu'à laquelle l'aéronef AC peut voler suivant le virage considéré ;

- des moyens 22 qui sont reliés par l'intermédiaire de liaisons 23 et 24 respectivement auxdits moyens 20 et 10 et qui sont formés de manière à

15 comparer la valeur de vitesse courante  $V_c$  (reçue des moyens 10) à ladite vitesse maximale théorique  $V_{max}$  ; et

- lesdits moyens 14 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 25 auxdits moyens 22 et qui sont formés de manière à déduire de la comparaison précédente :

- 20
- tant que la valeur de vitesse courante  $V_c$  reste inférieure ou égale à ladite vitesse maximale théorique  $V_{max}$ , que l'aéronef AC n'est pas en survitesse ; et
  - dès que la valeur de vitesse courante  $V_c$  devient supérieure à ladite vitesse maximale théorique  $V_{max}$ , que l'aéronef AC est en survitesse.

25 Dans ce cas, les moyens 16 sont formés de manière :

- à émettre une alerte, de type visuel ou sonore, dans le poste de pilotage de l'aéronef A, dès que les moyens 14 considèrent qu'il existe un risque d'excursion ; et

- à émettre dans le poste de pilotage de l'aéronef A une alarme, également de

30 type visuel ou sonore, mais qui est différente de ladite alerte, et ceci dès que les moyens 14 considèrent qu'il existe un cas de survitesse.

Ainsi, on peut adapter le niveau d'alerte (alerte, alarme) à la situation effective : un simple risque d'excursion sans survitesse ou une survitesse.

Par ailleurs, les moyens 10 déterminent, de façon usuelle, la vitesse courante  $V_c$  de l'aéronef AC dans un référentiel adapté au contexte de réalisation. Il peut s'agir de la vitesse de l'aéronef AC relative à la vitesse de l'air ou encore de la vitesse de l'aéronef AC dans le repère sol par exemple. Pour garantir que tout virage puisse être déclenché sans risque d'excursion, il convient donc de comparer la vitesse courante  $V_c$  à la vitesse limite  $V_{lim}$  pour s'assurer que la vitesse de l'aéronef AC est adaptée à la trajectoire à suivre, par exemple pour s'assurer que la vitesse de l'aéronef AC permet de rester sur une trajectoire de type RNP malgré des vents défavorables. La vitesse maximale théorique  $V_{max}$  peut être utilisée en complément pour évaluer le niveau de risque, auquel la vitesse courante  $V_c$  expose l'aéronef AC.

Par ailleurs, les moyens 8 calculent ladite vitesse limite  $V_{lim}$  à l'aide de l'expression suivante :

$$V_{lim} = \sqrt{R \cdot g \cdot \text{tg}(\Phi_{lim})}$$

dans laquelle :

- R représente le rayon du virage considéré;
- tg représente la tangente ;
- g représente l'accélération de la pesanteur ; et
- $\Phi_{lim}$  correspond à un roulis limite, de préférence prédéterminé, par exemple 20°.

Par ailleurs, les moyens 20 calculent ladite vitesse maximale théorique  $V_{max}$  à l'aide de l'expression suivante :

$$V_{max} = \sqrt{R \cdot g \cdot \text{tg}(\Phi_{max})}$$

dans laquelle  $\Phi_{max}$  correspond à un roulis maximal, de préférence prédéterminé, par exemple 30° comme représenté sur la figure 3.

Intégré aux systèmes entrant en jeu dans la boucle de guidage du système de guidage 2 (qui est uniquement représenté partiellement sur la figure 1), le dispositif 1 peut être réalisé selon différents modes de

réalisation. Dans un premier mode de réalisation, l'ensemble des moyens dudit dispositif 1, excepté les moyens 10 et 18, sont intégrés dans un système de gestion de vol, de type FMS (« Flight Management System » en anglais). Dans ce premier mode de réalisation, la surveillance est donc concentrée dans le système de gestion de vol qui exploite alors directement les données  
5 extraites de sa base 3 de données de navigation.

En outre, dans un second mode de réalisation, notamment les moyens 8, 11, 14, 16, 20, et 22 dudit dispositif 1 sont intégrés dans un système de guidage et de contrôle de vol, de type FCGS (« Flight Control and  
10 Guidance System » en anglais). Dans ce second mode de réalisation, la surveillance est répartie entre les systèmes FCGS et FMS, le système FMS fournissant en particulier les informations relatives au plan de vol.

On notera qu'en variante, contrairement au principe précédemment exposé, pour lequel une marge de roulis commandé  $\emptyset_{lim}$  est fixée de façon constante, on peut également choisir une marge de vitesse comme constante  
15 CS. Dans ce cas, le dispositif 1 peut calculer la vitesse limite  $V_{lim}$  à partir de la relation suivante :

$$V_{lim} = V_{max} - CS$$

Avec une marge de vitesse CS constante et selon la valeur choisie, il est possible de tolérer des roulis plus importants pour des vitesses sol  
20 élevées.

Les approches présentées précédemment s'appuient sur des données ou des rayons de virage extraits de la base de données de navigation 3. Il est également possible de s'appuyer sur un roulis nominal de virage, qui permet aux moyens 6 de déduire le rayon du virage. Pour ce faire,  
25 on sait que sur les systèmes de gestion de vol FMS actuels, le roulis nominal de virage est calculé pour chaque virage du plan de vol.

Une application particulière du dispositif 1 conforme à l'invention concerne une surveillance qui couvre l'ensemble des virages à venir sur une  
30 procédure RNP en cours. Toutefois, il peut également être envisagé que le dispositif 1 surveille uniquement une sous-partie de cet ensemble de virages,

en analysant uniquement le ou un nombre réduit de prochains virages, ce qui peut être suffisant pour laisser un temps de réaction à l'équipage en cas de problème. Au-delà d'un certain nombre de virages à venir, la vitesse courante de l'aéronef AC dans le repère sol n'est plus exploitable : une prédiction de la

5 vitesse sol de l'aéronef AC peut alors être utilisée pour la mise en œuvre de l'invention.

## REVENDEICATIONS

1. Procédé de surveillance automatique de la capacité d'un aéronef (AC) à suivre une trajectoire de vol (TV) comprenant au moins un virage (VA, VB, VC, VD),  
5 caractérisé en ce que, lors d'un vol de l'aéronef (AC), pour au moins un virage de ladite trajectoire de vol (TV), de façon automatique :
- a) on détermine le rayon (RA, RB, RC) dudit virage (VA, VB, VC) ;
  - b) on détermine une vitesse limite, jusqu'à laquelle l'aéronef (AC) peut voler  
10 suivant ledit virage sans risque d'excursion de la trajectoire de vol (TV) ;
  - c) on détermine une valeur de vitesse courante de l'aéronef (AC) ;
  - d) on compare cette valeur de vitesse courante à ladite vitesse limite ; et
  - e) on déduit de cette comparaison :
    - si la valeur de vitesse courante est inférieure ou égale à ladite vitesse limite,  
15 que l'aéronef (AC) peut voler suivant ledit virage sans risque d'excursion ; et
    - si la valeur de vitesse courante est supérieure à ladite vitesse limite, qu'il existe un risque d'excursion.
2. Procédé selon la revendication 1,  
caractérisé en ce qu'à l'étape a), on détermine ledit rayon du virage à partir de  
20 données extraites d'une base (3) de données embarquée.
3. Procédé selon la revendication 1,  
caractérisé en ce qu'à l'étape a), on calcule ledit rayon du virage à partir d'un  
roulis nominal dudit virage.
4. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,  
25 caractérisé en ce que l'on met en œuvre lesdites étapes c), d) et e) de façon répétitive, lors d'un vol de l'aéronef (AC).
5. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,  
caractérisé en ce que, de plus :
- à l'étape b), on détermine une vitesse maximale théorique, jusqu'à laquelle  
30 l'aéronef (AC) peut voler suivant ledit virage ;

- à l'étape d), on compare la valeur de vitesse courante à ladite vitesse maximale théorique ; et

- à l'étape e), on déduit de cette comparaison :

- 5 • si la valeur de vitesse courante est inférieure ou égale à ladite vitesse maximale théorique, que l'aéronef (AC) n'est pas en survitesse ; et
- si la valeur de vitesse courante est supérieure à ladite vitesse maximale théorique, que l'aéronef (AC) est en survitesse.

6. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'à l'étape b), on calcule ladite vitesse maximale théorique  $V_{\max}$  à l'aide de l'expression suivante :

$$V_{\max} = \sqrt{R \cdot g \cdot \text{tg}(\Phi_{\max})}$$

dans laquelle :

- R représente ledit rayon du virage ;
- tg représente une tangente ;
- 15 - g représente l'accélération de la pesanteur ; et
- $\Phi_{\max}$  correspond à un roulis maximal.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé en ce qu'à l'étape b), on calcule ladite vitesse limite à l'aide de l'expression suivante :

$$20 \quad V_{\text{lim}} = \sqrt{R \cdot g \cdot \text{tg}(\Phi_{\text{lim}})}$$

dans laquelle :

- R représente ledit rayon du virage ;
- tg représente une tangente ;
- g représente l'accélération de la pesanteur ; et
- 25 -  $\Phi_{\text{lim}}$  correspond à un roulis limite.

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé en ce qu'à l'étape b), pour calculer ladite vitesse limite  $V_{\text{lim}}$ , on soustrait une valeur constante à une vitesse maximale théorique.

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'on met en œuvre lesdites étapes a) à e) pour au moins une partie des virages de ladite trajectoire de vol (TV).

5 10. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape e), on émet une alerte s'il existe un risque d'excursion.

11. Procédé selon les revendications 5 et 10, caractérisé en ce qu'à l'étape e) :

- on émet une alerte, en cas de risque d'excursion sans survitesse ; et
- 10 - on émet une alarme, en cas de survitesse.

12. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape e), on réalise une régulation automatique de la vitesse en cas de risque d'excursion.

13. Dispositif de surveillance automatique de la capacité d'un aéronef (AC) à suivre une trajectoire de vol (TV) comprenant au moins un virage (VA, VB, VC, VD),

15 caractérisé en ce qu'il comporte :

- des moyens (6) pour déterminer, au cours d'un vol de l'aéronef (AC), le rayon d'au moins un virage (VA, VB, VC, VD) de ladite trajectoire de vol (TV) ;
- 20 - des moyens (8) pour déterminer une vitesse limite, jusqu'à laquelle l'aéronef (AC) peut voler suivant ledit virage sans risque d'excursion de la trajectoire de vol (TV) ;
- des moyens (10) pour déterminer une valeur de vitesse courante dudit aéronef (AC) ;
- 25 - des moyens (11) pour comparer cette valeur de vitesse courante à ladite vitesse limite ; et
- des moyens (14) pour déduire de cette comparaison :
  - si la valeur de vitesse courante est inférieure ou égale à ladite vitesse limite, que l'aéronef (AC) peut voler suivant ledit virage sans risque
  - 30 d'excursion ; et

- si la valeur de vitesse courante est supérieure à ladite vitesse limite, qu'il existe un risque d'excursion.

14. Dispositif selon la revendication 13,

caractérisé en ce qu'il comporte de plus :

- 5
- des moyens (20) pour déterminer une vitesse maximale théorique, jusqu'à laquelle l'aéronef (AC) peut voler suivant ledit virage ;
  - des moyens (21) pour comparer la valeur de vitesse courante à ladite vitesse maximale théorique ; et
  - des moyens (14) pour déduire de cette comparaison :
- 10
- si la valeur de vitesse courante est inférieure ou égale à ladite vitesse maximale théorique, que l'aéronef (AC) n'est pas en survitesse ; et
  - si la valeur de vitesse courante est supérieure à ladite vitesse maximale théorique, que l'aéronef (AC) est en survitesse.

15. Aéronef,

- 15
- caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 13 et 14.

1/2

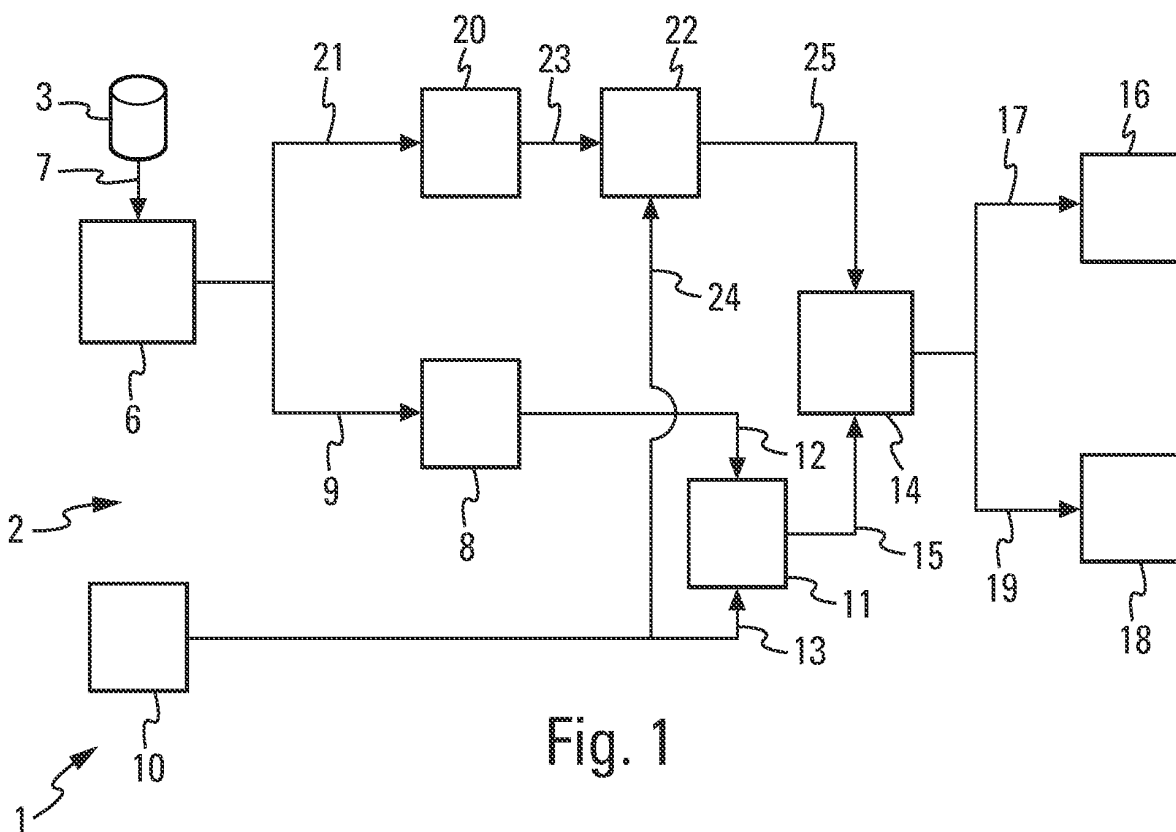


Fig. 1

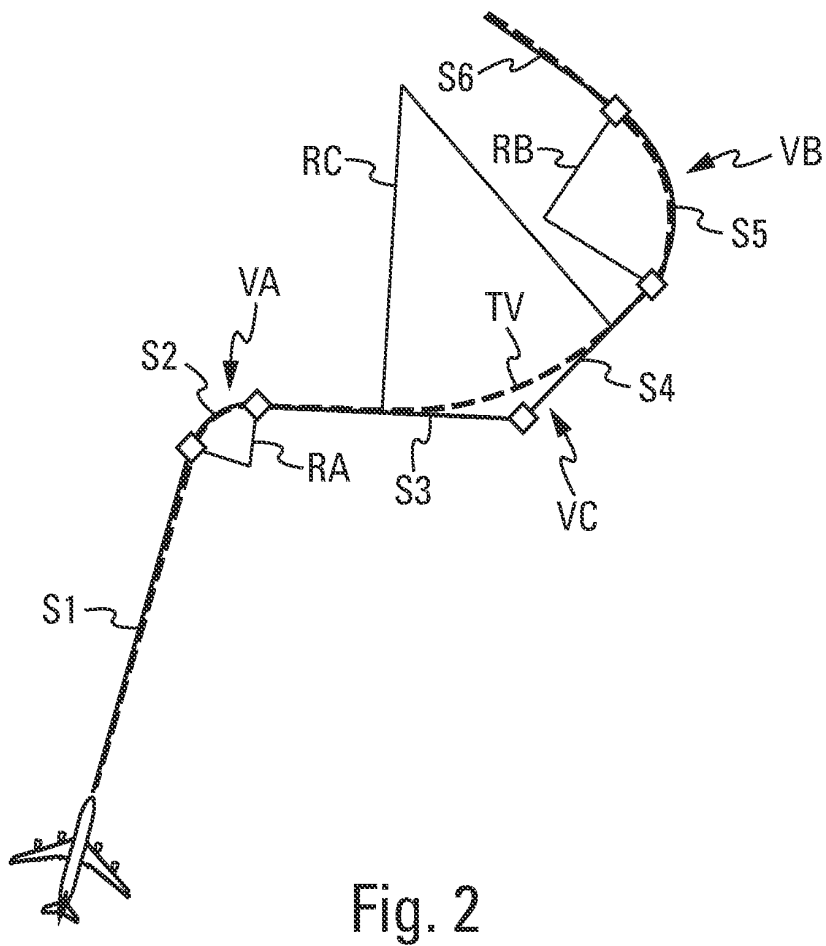


Fig. 2

2/2

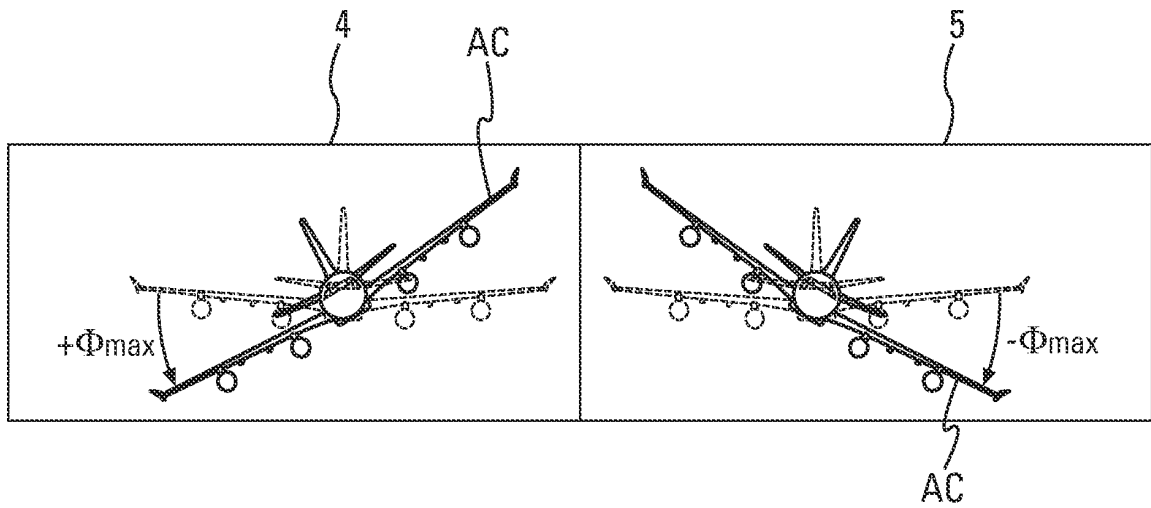


Fig. 3

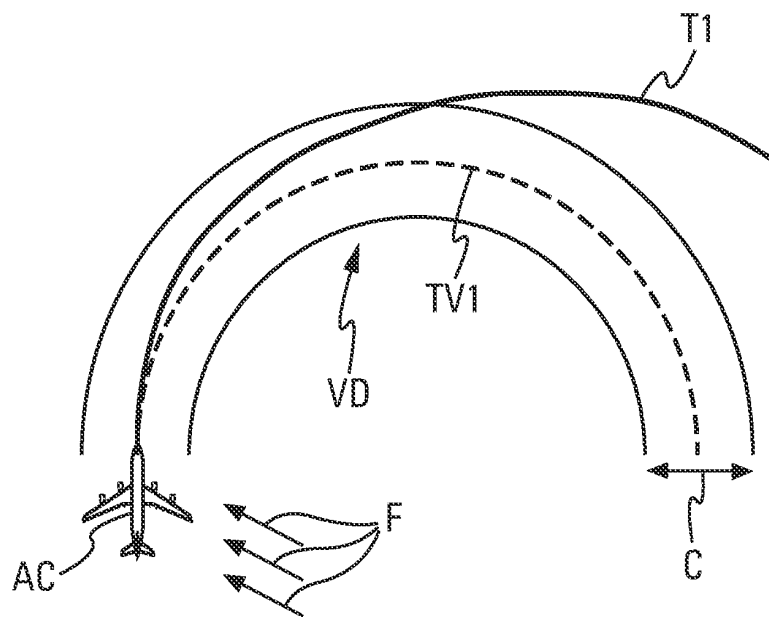


Fig. 4



**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement  
national

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

FA 747372  
FR 1060314

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2008/133069 A1 (MORALES DE LA RICA MARIA JESUS [ES] ET AL) 5 juin 2008 (2008-06-05)	1,4,5, 8-15	G05D1/10 G05D1/02
Y	* alinéas [0001], [0029], [0037], [0061] - [0068], [0131], [0148], [0150], [0151]; revendications 1,3,4,6,7,9,10,12; figures 2,4 *	3,6,7	
Y	Randy Walter: "Flight Management Systems"; "Chapter 15" In: "The Avionics Handbook", 2001, C.R. Spitzer, New York, XP002648022, ISBN: 084938348X pages 1-25, * page 10 - page 11; figures 15.1, 15.2 *	3,6,7	
Y	US 7 650 232 B1 (PAIELLI RUSSELL A [US]) 19 janvier 2010 (2010-01-19) * colonne 11, ligne 29-47; figure 1 *	6,7	
A	EP 0 743 244 A1 (BOEING CO [US]) 20 novembre 1996 (1996-11-20) * colonne 2, ligne 44 - colonne 4, ligne 17; revendications 1,5; figures 1,2 *	1-15	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)  G05D G01C G08G
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
10 août 2011		Mallet, Philippe	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date	
autre document de la même catégorie		de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
P : document intercalaire		.....	
		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1060314 FA 747372**

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 **10-08-2011**

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
US 2008133069	A1	05-06-2008	AUCUN	
-----				
US 7650232	B1	19-01-2010	AUCUN	
-----				
EP 0743244	A1	20-11-1996	DE 69534317 D1	25-08-2005
			DE 69534317 T2	20-04-2006
			US 5833177 A	10-11-1998
-----				