

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

11 N° de publication : **3 036 816**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)
21 N° d'enregistrement national : **15 01118**

51 Int Cl⁸ : **G 05 D 1/04 (2016.01), G 08 B 21/18, G 08 G 5/04**

12 **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

A1

22 Date de dépôt : 29.05.15.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la demande : 02.12.16 Bulletin 16/48.

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

60 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

Demande(s) d'extension :

71 Demandeur(s) : AIRBUS HELICOPTERS — FR.

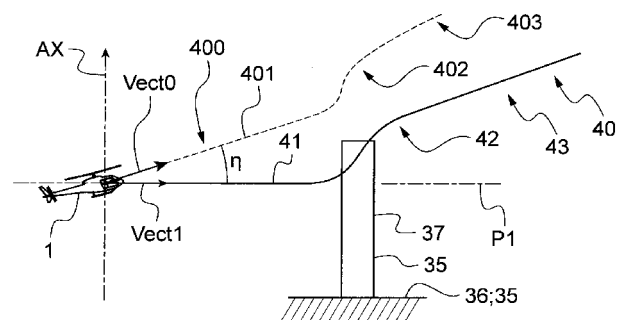
72 Inventeur(s) : PIRE RICHARD, GILLET MARIANNE et CERTAIN NICOLAS.

73 Titulaire(s) : AIRBUS HELICOPTERS.

74 Mandataire(s) : GPI & ASSOCIES.

54 **PROCEDE ET SYSTEME D'AIDE AU PILOTAGE POUR EVITER UN OBSTACLE AVEC UN GIRAVION.**

57 La présente invention concerne un procédé d'aide au pilotage pour éviter un obstacle (35) avec un giravion (1) volant selon un vecteur vitesse courant (Vect0). Une alerte est générée en utilisant un vecteur vitesse du giravion dit « vecteur vitesse de calcul (Vect1) » pour déterminer si le giravion (1) risque d'impacter un obstacle (35). Durant une phase de correction et à chaque itération de calcul, ledit vecteur vitesse de calcul (Vect1) est déterminé à l'aide d'une composante horizontale et d'une composante verticale, ladite composante verticale étant fonction d'une vitesse verticale courante du giravion (1) par rapport au sol corrigée avec une vitesse verticale potentielle, ladite vitesse verticale potentielle étant fonction d'un produit d'une vitesse sur trajectoire courante du giravion et de la dérivée de la vitesse sur trajectoire.



FR 3 036 816 - A1



Procédé et système d'aide au pilotage pour éviter un obstacle avec
un giravion

La présente invention concerne un procédé et un système d'aide au pilotage pour éviter un obstacle avec un giravion, et un
5 giravion mettant en œuvre ce procédé.

Un giravion comporte une voilure tournante munie d'un rotor. Ce rotor participe au moins partiellement à la sustentation de l'aéronef, voire à la propulsion de cet aéronef.

L'invention se rapporte au domaine technique général des
10 aides au pilotage de giravion et en particulier aux domaines des alertes pour l'évitement d'obstacles. La présente invention concerne plus particulièrement un procédé d'émission d'une alerte pour l'évitement d'un obstacle par un aéronef à voilure tournante ainsi qu'un dispositif mettant en œuvre ce procédé et
15 un aéronef disposant d'un tel dispositif.

Le terme « obstacle » est utilisé au sens large. Ce terme obstacle concerne aussi bien des obstacles naturels à savoir le terrain survolé, que des obstacles non naturels tels qu'un bâtiment ou un câble par exemple. Le terme « obstacle » pris
20 isolément fait donc référence à tout objet susceptible d'être impacté par l'aéronef.

De tels systèmes d'aide au pilotage par alerte pour l'évitement d'un obstacle sont connus sous l'acronyme en langue anglaise « *TAWS* » pour « Terrain Avoidance Warning System ».

25 Ces systèmes d'aide au pilotage *TAWS* permettent d'indiquer, au fur et à mesure de leur rapprochement, les obstacles dangereux en avant de la trajectoire de l'aéronef. Ces systèmes d'aide au pilotage *TAWS* comportent notamment une

fonction d'évitement d'obstacles désignée par l'acronyme en langue anglaise « *FLTA* » pour « Forward-Looking Terrain Avoidance ». Grâce à cette fonction d'évitement *FLTA*, ces systèmes d'aide au pilotage *TAWS* visent par exemple à éviter
5 qu'un aéronef ne s'écrase au sol sans que le pilote aux commandes en ait perdu le contrôle, notamment à la suite d'une erreur de navigation ou encore par méconnaissance de la hauteur du relief survolé ou des obstacles non naturels éventuels.

Un autre système désigné sous l'acronyme « *GPWS* » en
10 langue anglaise pour « Ground Proximity Warning Systems », permet d'alerter le pilote de l'aéronef du rapprochement du sol.

L'ensemble de ces systèmes a été conçu principalement pour les avions et peut ne pas être adapté, ni satisfaisant pour les giravions. En effet, un giravion est capable d'effectuer de
15 nombreux types de vols différents, en comparaison avec un aéronef à voilure fixe tel qu'un avion. Seuls les vols de croisière d'un giravion sont réellement comparables avec des vols d'avions. En effet, un giravion peut aussi effectuer des vols stationnaires et des vols uniquement verticaux ou latéraux. De
20 plus, un giravion peut voler de manière prolongée très près du sol et des obstacles non naturels.

Lors de tels vols, les paramètres pris en considération et les alertes fournies par un système d'évitement de terrain prévu pour un avion sont alors inappropriés, voire indésirables, et peuvent
25 constituer une nuisance pour le pilote.

En outre, les organes de pilotage d'un aéronef à voilure tournante étant différents de ceux d'un avion, l'exécution d'une manœuvre d'évitement requiert des actions de pilotage spécifiques, autres que celles relatives aux avions.

Face à ce constat, des systèmes d'aide au pilotage par alerte pour l'évitement de terrain ont été adaptés pour les giravions et sont connus sous l'acronyme en langue anglaise « HTAWS » pour « Helicopter Terrain Avoidance Warning System ».

Un système d'aide au pilotage HTAWS peut déterminer par exemple une trajectoire d'évitement de l'aéronef à l'aide de données de vol. A chaque itération de calcul réalisée par le système, la trajectoire d'évitement comporte classiquement un segment issu de l'aéronef et orienté suivant le vecteur vitesse courant de l'aéronef.

L'expression « vecteur vitesse courant » fait référence au vecteur vitesse de l'aéronef au moment de l'itération de calcul réalisée.

De plus, ce système d'aide au pilotage HTAWS peut évaluer si une telle trajectoire d'évitement risque de conduire l'aéronef vers un obstacle. Dans l'affirmative une alarme dite « alarme TERRAIN » est déclenchée.

Un giravion et notamment un hélicoptère est pourvu d'un rotor de sustentation. Un rotor de sustentation participe de plus au moins partiellement la propulsion de l'aéronef sur un hélicoptère. Un tel rotor est dénommé parfois « rotor principal ».

Une modification du pas cyclique des pales du rotor principal tend à incliner le vecteur vitesse du giravion.

Pour contrôler un giravion, un pilote peut donc manœuvrer un manche de pas cyclique pour agir sur le pas cyclique des pales du rotor principal.

De plus, un pilote peut manœuvrer un levier de pas collectif pour agir sur le pas collectif des pales du rotor principal.

Une modification du pas collectif tend à faire descendre ou à monter le giravion.

5 Pour éviter un obstacle tel qu'une montagne par exemple, un pilote peut effectuer une ressource en manœuvrant le manche de pas cyclique. La ressource pouvant être réalisée est physiquement limitée par le facteur de charge pouvant être supporté par l'aéronef.

10 La ressource induit donc un basculement du vecteur vitesse courant de l'aéronef, et par suite un basculement de la trajectoire d'évitement élaborée par le système d'aide au pilotage.

15 En effet, la trajectoire d'évitement est modifiée suite à la ressource et tend classiquement à s'élever brusquement. Cette trajectoire d'évitement peut alors atteindre un point situé au dessus de l'obstacle.

20 Dans ce cas, certains systèmes d'aide au pilotage HTAWS vont considérer que l'aéronef se trouve hors de danger vis-à-vis de l'obstacle à éviter. Néanmoins, l'aéronef reste en danger tant que cet aéronef ne se trouve pas au dessus de l'obstacle à éviter indépendamment de son vecteur vitesse courant. Dans ces conditions, le système d'aide au pilotage risque de ne pas générer une alerte alors que l'aéronef n'est donc pas totalement en sécurité.

25 Le but de l'invention est de délivrer une alarme « TERRAIN » représentative du bilan énergétique du giravion pour éviter une telle situation.

Le document FR 3008530 décrit un système d'aide au pilotage de type HTAWS qui calcule une nappe de trajectoires d'évitement. Chaque trajectoire d'évitement comporte une phase préliminaire pendant laquelle le pilote ne réagit pas encore, et donc pendant laquelle la trajectoire d'évitement est le pur prolongement de la trajectoire courante et donc du vecteur vitesse courant.

Le document FR 2932919 décrit un système d'alerte de terrain prenant en compte la manœuvrabilité instantanée de cet aéronef, notamment son accélération verticale et sa masse instantanées. Une trajectoire d'évitement est alors élaborée et est constituée par un tronçon proximal, sensiblement rectiligne, significatif d'un temps de transfert ainsi qu'au moins un tronçon distal de profil conique. Le tronçon proximal se trouve dans la continuité de la trajectoire suivie, à savoir selon la direction du vecteur vitesse courant de l'aéronef.

Le document US 2002/0030610 décrit un procédé décrivant un angle du vecteur vitesse courant par rapport à l'horizontale pour calculer une alarme.

Le document US2002/0126040 propose d'utiliser un prolongement de la trajectoire courante pour présenter sur un écran différents niveaux de terrain avec différentes couleurs.

Le document US8249799 propose d'utiliser un prolongement d'une trajectoire courante pour déterminer si un obstacle est dangereux.

Le document US7941250 est éloigné du domaine de l'invention. Ce document est cité à titre informatif uniquement et à trait au calcul d'une vitesse verticale prédite.

La présente invention a alors pour objet de proposer un procédé d'aide au pilotage alternatif adapté à un giravion visant à sécuriser le vol, notamment suite à une ressource effectuée en modifiant le pas cyclique des pales d'un rotor.

5 L'invention concerne donc un procédé d'aide au pilotage pour éviter un obstacle avec un giravion volant selon un vecteur vitesse courant, une alerte étant générée si un obstacle est susceptible d'être impacté par le giravion. Une telle alerte peut être une alerte visuelle et/ou sonore et/ou sensitive.

10 Cette alerte étant générée en utilisant un vecteur vitesse du giravion dit « vecteur vitesse de calcul » par commodité pour déterminer si le giravion risque d'impacter un obstacle, le procédé comporte une phase de correction applicable dans des conditions prédéterminées.

15 Le procédé peut comporter uniquement une phase de correction. Toutefois, d'autres phases sont aussi possibles, notamment une phase non corrigée décrite par la suite.

Durant cette phase de correction et à chaque itération de calcul, le vecteur vitesse de calcul est déterminé à l'aide d'une
20 composante horizontale de ce vecteur vitesse de calcul selon un plan horizontal orthogonal à la pesanteur et d'une composante verticale du vecteur vitesse de calcul selon ladite pesanteur, la composante verticale étant fonction d'une vitesse verticale courante du giravion par rapport au sol audit instant de calcul, la
25 vitesse verticale courante étant corrigée avec une vitesse verticale potentielle, ladite vitesse verticale potentielle étant fonction d'un produit d'une vitesse sur trajectoire courante du giravion et de la dérivée de la vitesse sur trajectoire. La composante horizontale est donc située sur un axe horizontal passant par la projection
30 orthogonale du vecteur vitesse courant sur le plan horizontal.

Le terme « courant » fait référence à l'itération de calcul en cours de traitement.

La vitesse verticale courante correspond à une vitesse de montée ou de descente du giravion par rapport au sol.

5 La vitesse sur trajectoire courante est égale au module du vecteur vitesse du giravion par rapport au sol courant.

Des systèmes d'aide au pilotage usuels déterminent un possible impact pour générer une alerte en fonction de la trajectoire suivie. Certains systèmes d'aide au pilotage usuels ne
10 prennent pas en compte la spécificité d'un rotor de giravion, et notamment la possibilité offerte à un pilote de modifier la trajectoire du giravion en modifiant le pas collectif et/ ou le pas cyclique des pales d'un tel rotor.

Ainsi, après une ressource effectuée en modifiant le pas
15 cyclique des pales du rotor, certains systèmes d'aide au pilotage usuels peuvent ne pas générer une alerte alors que le giravion se trouve encore dans une situation potentiellement dangereuse pouvant nécessiter une modification du pas collectif des pales.

En utilisant la vitesse verticale potentielle, l'invention vise à
20 délivrer une alerte la plus représentative du bilan de puissance du giravion indépendamment de ses transferts d'énergie ponctuels (énergie cinétique en énergie potentielle) suite à une ressource.

Au moins dans certaines situations le procédé selon l'invention propose d'utiliser non pas un vecteur vitesse courant
25 pour déterminer si une alerte doit être émise, mais un vecteur vitesse de calcul correspondant au vecteur vitesse courant corrigé. Ce vecteur vitesse de calcul, et notamment ses composantes horizontale et verticale, est utilisé par un système d'aide au pilotage, et par exemple un système d'aide au pilotage connu. En

particulier, le vecteur vitesse de calcul permet de positionner un tronçon proximal d'une trajectoire d'évitement ou un angle de route sol.

Lors de la phase de correction, l'utilisation du vecteur vitesse de calcul à la place du vecteur vitesse courant représente mieux la manœuvre d'évitement vers le haut du giravion lorsque la ressource s'effectue en modifiant le pas cyclique des pales du rotor. Ce vecteur vitesse de calcul représente en quelque sorte un vecteur vitesse prédictif permettant d'optimiser la génération d'alerte d'obstacle suite à une ressource de l'aéronef.

Le procédé peut de plus comporter une ou plusieurs des caractéristiques qui suivent.

Ainsi, la composante horizontale du vecteur vitesse de calcul est par exemple égale à une vitesse horizontale courante du giravion par rapport au sol.

Le vecteur vitesse de calcul est représentatif de la vitesse sol, du moins selon un plan horizontal perpendiculaire à la pesanteur.

Par ailleurs, la composante verticale du vecteur vitesse de calcul peut être déterminée à l'aide de la relation suivante :

$$V_2 = V_v + V_{vp}$$

$$\text{avec } V_{vp} = B * \frac{V_t}{g} * \frac{dV_t}{dt}$$

Où « V_2 » représente ladite composante verticale, « V_v » représente la vitesse verticale courante par rapport au sol, « V_{vp} » représente la vitesse verticale potentielle, « B » représente une constante, « V_t » représente la vitesse sur trajectoire courante, « $\frac{dV_t}{dt}$ » représente la dérivée de la vitesse sur trajectoire par

rapport au temps, « g » représente l'accélération de la pesanteur, et « * » représente le signe de la multiplication, « + », représentant le signe de l'addition.

5 La vitesse horizontale courante, la vitesse verticale courante, la vitesse sur trajectoire courante, et la dérivée de la vitesse sur trajectoire peuvent être mesurées à l'aide d'une centrale à inertie, et notamment une centrale à inertie hybridée avec un système de position connu sous l'acronyme « GPS » représentant l'expression anglaise « Global Positioning System ».

10 Eventuellement, un accéléromètre peut être utilisé pour déterminer la dérivée de la vitesse sur trajectoire.

Des filtres peuvent être appliqués sur les différentes vitesses ou accélérations pour éliminer les bruits de mesure.

15 Eventuellement, la constante B est inférieure ou égale à 1, et par exemple égale à 0.5.

La constante B peut être déterminée en simulation pilotée ou en essais en vol afin de limiter les alertes indues.

20 Par ailleurs, le procédé peut être initié lorsqu'une vitesse air du giravion est supérieure à une différence entre une vitesse du meilleur taux de montée et une marge. Une telle marge peut être inférieure ou égale à 20 nœuds.

Pour mémoire, un nœud correspond à un mille marin par heure, soit 1,852 kilomètres par heure ou 0,514 mètre par seconde.

25 La vitesse du meilleur taux de montée est représentée sous la référence Vy par l'homme du métier. Cette vitesse est aussi connue sous l'expression « vitesse optimale de montée »

La vitesse air peut être une vitesse connue sous l'expression « vitesse air vraie » ou une vitesse connue sous l'expression « vitesse air indiquée ».

5 La vitesse air vraie d'un aéronef représente la vitesse de l'aéronef par rapport à l'air dite « true air speed TAS » en langue anglaise Cette vitesse air vraie peut être mesurée avec une centrale anémobarométrique.

10 La vitesse air indiquée d'un aéronef dite « indicated airspeed IAS » en langue anglaise représente la vitesse de l'air indiquée par l'instrument de mesure anémobarométrique d'un aéronef corrigée des effets de la compressibilité en conditions atmosphériques standard au niveau de la mer, non corrigée des erreurs du circuit anémobarométrique.

15 Initier le procédé en fonction de la valeur de la vitesse air vise à ne mettre en œuvre le procédé qu'en dehors des phases d'atterrissage et de décollage.

Eventuellement, lorsque la vitesse air décroît et passe sous ladite différence, l'application du procédé peut être maintenue ou stoppée.

20 Par ailleurs, le vecteur vitesse courant du giravion par rapport au sol présentant un angle avec ledit plan horizontal, la phase de correction est mise en œuvre si plusieurs critères sont vérifiés, lesdits plusieurs critères comprenant au moins :

- 25
- un premier critère qui est vérifié si une dérivée par rapport au temps dudit angle est positive, et
 - un deuxième critère qui est vérifié si une dérivée par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire est négative.

Cette caractéristique vise à identifier le début d'une phase de ressource. Par suite, le constructeur établit une liste de critères, cette liste comprenant au moins le premier critère et le deuxième critère précédents. La phase de correction débute alors si chaque
5 critère est vérifié, à savoir respecté.

Pour détecter plus précisément une phase de ressource, ledit premier critère est vérifié si ladite dérivée par rapport au temps dudit angle est supérieure à une constante non nulle prédéterminée depuis un temps prédéterminé.

10 Selon une variante, lesdits plusieurs critères comprennent un troisième critère, ce troisième critère étant vérifié si la vitesse verticale courante du giravion par rapport au sol est positive.

Par suite, trois variantes sont par exemple possibles.

15 Selon une première variante, la phase de correction est mise en œuvre si la dérivée par rapport au temps dudit angle est positive, et si la dérivée par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire est négative.

20 Selon une deuxième variante, la phase de correction est mise en œuvre si la dérivée par rapport au temps dudit angle est supérieure à une constante non nulle prédéterminée depuis un temps prédéterminé, et si la dérivée par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire est négative.

25 Selon une troisième variante, la phase de correction est mise en œuvre si la dérivée par rapport au temps dudit angle est supérieure à une constante non nulle prédéterminée depuis un temps prédéterminé, et si la dérivée par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire est négative, et si la vitesse verticale courante du giravion par rapport au sol est positive.

Par ailleurs, si au moins un critère n'est pas vérifié, on peut déterminer si au moins une condition est vérifiée, ladite au moins une condition comprenant une première condition qui est vérifiée si une dérivée par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire est négative, et si chaque condition est remplie :

- si ladite phase de correction était mise en œuvre à une itération de calcul précédant ladite itération de calcul courante, on met en œuvre ladite phase de correction lors de l'itération de calcul courante,
- 10 - si ladite phase de correction n'était pas mise en œuvre à une itération de calcul précédant ladite itération de calcul courante, une phase non corrigée est mise en œuvre, durant laquelle phase non corrigée et à chaque itération de calcul, ledit vecteur vitesse de calcul est déterminé à l'aide de ladite
- 15 composante horizontale et d'une composante verticale égale à la vitesse verticale courante du giravion par rapport au sol.

Lorsque la phase de ressource a été initiée, le procédé suggère d'évaluer la position du giravion à l'aide de conditions prédéterminées. Si ces conditions sont remplies, le giravion est toujours sur une trajectoire d'évitement. La phase de correction est alors maintenue. Dans la négative, une phase non corrigée peut être mise en œuvre.

Par ailleurs, ladite au moins une condition peut comprendre une deuxième condition qui est vérifiée si une vitesse verticale courante du giravion par rapport au sol est positive.

En outre, si au moins une condition n'est pas remplie, la phase non corrigée peut être mise en œuvre.

Selon un autre aspect, l'alerte comporte une alarme indiquant à un pilote de modifier le pas collectif des pales d'un rotor du giravion participant au moins à la sustentation de ce giravion.

5 Si la ressource a été initiée en modifiant le pas cyclique des pales d'un rotor, l'alerte est une alarme sonore et/ou visuelle pour spécifier que le pas collectif des pales du rotor doit être modifié pour sécuriser le giravion.

10 Par ailleurs, pour évaluer si une alerte doit être générée, on peut déterminer une trajectoire d'évitement comportant au moins un segment proximal, ce segment proximal s'étendant selon une direction suivie par le vecteur vitesse de calcul.

Par exemple, l'enseignement du document FR 3008530 ou du document FR 2932919 peut être suivi.

15 Le vecteur vitesse de calcul peut aussi être exploité en utilisant l'enseignement du document US 20020030610, ce vecteur vitesse de calcul pouvant servir à déterminer une pente sol ou l'angle FPA signalé dans ce document.

20 Le vecteur vitesse de calcul peut aussi être exploité en utilisant l'enseignement du document US2002/0126040, l'extension de la trajectoire pour coloriser le terrain pouvant se faire à partir du vecteur vitesse de calcul de la présente invention en lieu et place du vecteur vitesse courant.

Outre un procédé, l'invention propose un système d'aide au pilotage.

25 Ce système d'aide au pilotage comporte une unité de traitement reliée à une unité d'alerte ainsi qu'à un système de localisation et à un système de mesure de vitesse, le système de localisation étant apte à localiser au moins un obstacle, le système

de mesure de vitesse étant apte à déterminer une information relative à au moins une vitesse verticale courante du giravion et une vitesse sur trajectoire courante du giravion, ladite unité de traitement appliquant le procédé selon l'invention.

5 Par exemple, l'unité de traitement comporte un processeur ou équivalent qui exécute des instructions mémorisées dans une unité de mémoire pour appliquer ce procédé.

 En outre, le système de localisation peut comporter au moins un des équipements suivants : une base de données d'obstacles
10 répertoriant des obstacles, un système de détection d'obstacles.

 Par ailleurs, le système de mesure de vitesse peut comporter au moins un des équipements suivants : une centrale à inertie, un centrale anémobarométrique, un accéléromètre.

 Enfin, l'invention vise un giravion comportant un tel système
15 d'aide au pilotage.

 L'invention et ses avantages apparaîtront avec plus de détails dans le cadre de la description qui suit avec des exemples donnés à titre illustratif en référence aux figures annexées qui représentent :

- 20 - la figure 1, un schéma illustrant un aéronef selon l'invention,
- la figure 2, un schéma illustrant la prise en compte d'un vecteur de vitesse de calcul différent du vecteur vitesse courant durant une phase de correction,
- 25 - les figures 3 à 7, des schémas illustrant la différence entre l'invention et certains dispositifs connus, et

- la figure 8, un schéma illustrant le procédé selon l'invention au travers d'un algorithme.

Les éléments présents dans plusieurs figures distinctes sont affectés d'une seule et même référence.

5 La figure 1 présente un giravion 1 selon l'invention.

Le giravion 1 comporte une cellule 2.

Cette cellule 2 est pourvue d'une partie avant 3. La partie avant porte au moins un rotor dit « rotor principal 5 ». Chaque rotor principal 5 participe au moins à la sustentation voire à la
10 propulsion du giravion.

La cellule peut comporter une partie arrière 4 qui porte un rotor dit « rotor secondaire 7 » par commodité. Ce rotor secondaire peut participer au contrôle du mouvement en lacet du giravion.

Le rotor principal 5 peut comporter une pluralité de pales 6.
15 Dès lors, le giravion est muni par exemple d'un organe 8 pour contrôler le pas cyclique des pales 6 du rotor principal, tel qu'un manche dénommé « manche de pas cyclique ». De plus, le giravion est muni par exemple d'un organe 9 pour contrôler le pas collectif des pales 6 du rotor principal, tel qu'un levier dénommé « levier de
20 pas collectif ».

Par ailleurs, le giravion 1 comporte un système d'aide au pilotage 10 pour appliquer le procédé selon l'invention.

Ce système d'aide au pilotage 10 comprend une unité de traitement 15. Par exemple, l'unité de traitement 15 possède un
25 calculateur 16, tel qu'un calculateur 16 comprenant au moins un processeur ou équivalent. De plus, l'unité de traitement 15 est pourvue d'une unité de mémoire 17, telle qu'une unité de mémoire comprenant une ou plusieurs mémoires.

Cette unité de traitement 15 est reliée à une unité d'alerte 20. L'unité de traitement transmet des informations à l'unité d'alerte 20 pour générer une alerte si nécessaire. L'unité d'alerte 20 peut comprendre au moins un afficheur 21 apte à afficher au moins une
5 alerte et / ou au moins un moyen de diffusion sonore 22 d'une alarme sonore.

L'unité d'alerte 20 et l'unité de traitement 15 peuvent faire partie d'un même équipement avionique.

Par ailleurs, l'unité de traitement 15 est reliée à un système
10 de localisation 25 usuel permettant de localiser des obstacles naturels et / ou non naturels.

Dès lors, le système de localisation 25 peut comporter au moins une base de données d'obstacles 26. Par exemple, le système de localisation 25 est muni soit d'une base de données
15 d'obstacles non naturels contenant des informations représentant des obstacles situés au dessus du terrain et/ ou d'une base de données de terrain contenant des informations représentant le terrain survolé, soit d'une base de données contenant des informations représentant le terrain survolé et des obstacles situés
20 au dessus du terrain.

Par ailleurs, le système de localisation 25 peut comporter un système de détection d'obstacles 27, tel qu'un système radar par exemple.

En outre, l'unité de traitement est reliée à un système de
25 mesure de vitesse 30 qui détermine une information relative à au moins une vitesse verticale courante V_v du giravion 1 par rapport au sol et une vitesse sur trajectoire courante V_t du giravion 1.

Le système de mesure de vitesse 30 peut comporter au moins un des équipements suivants : une centrale à inertie 31, un centrale anémobarométrique 32, et un accéléromètre 33.

Par exemple, le système de mesure 30 peut déterminer avec
5 la centrale à inertie la vitesse horizontale courante V_h par rapport au sol, la vitesse verticale courante V_v par rapport au sol, la vitesse sur trajectoire courante V_t , et la dérivée $\frac{dV_t}{dt}$ de la vitesse sur trajectoire V_t , un angle η s'étendant entre le vecteur vitesse courant et un plan horizontal perpendiculaire à la pesanteur
10 exercée sur le centre de gravité de l'aéronef. La vitesse sur trajectoire courante V_t représente le module du vecteur vitesse du giravion par rapport au sol.

De plus, le système de mesure 30 peut déterminer la vitesse air (vraie ou indiquée) du giravion 1 en utilisant la centrale
15 anémobarométrique 32.

Enfin, le système de mesure 30 peut déterminer avec l'accéléromètre la dérivée $\frac{dV_t}{dt}$ par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire.

Ce système d'aide au pilotage 10 permet d'appliquer le
20 procédé selon l'invention.

En référence à la figure 1, un système d'aide au pilotage est utilisé en vol pour éviter un obstacle, tel qu'un obstacle non naturel
37 reposant sur un terrain 36.

Par exemple, un système d'aide au pilotage usuel détermine
25 une trajectoire d'évitement 400 munie d'un segment proximal 401, d'un segment de ressource 402 et d'un segment distal 403.

Le segment proximal 401 représente un temps de préavis nécessaire à un pilote pour effectuer une manœuvre. Ce segment

proximal se situe alors dans le prolongement du vecteur vitesse courant Vect0 du giravion 1 par rapport au sol. Ce vecteur vitesse courant Vect0 présente une angulation dite « angle η » avec un plan horizontal P1. Ce plan horizontal passe par exemple par le centre de gravité de l'aéronef et est orthogonal à la pesanteur AX au niveau de ce centre de gravité.

Si la trajectoire d'évitement impacte un obstacle, le système d'aide au pilotage émet une alerte visuelle et/ou sonore.

Selon le procédé de l'invention, l'alerte est générée par le système d'aide au pilotage 10 en fonction d'un vecteur vitesse de calcul Vect1.

Durant une éventuelle phase non corrigée, le vecteur vitesse de calcul Vect1 est confondu avec le vecteur vitesse courant Vect0.

Par contre, durant une phase de correction illustrée sur la figure 2, le vecteur vitesse de calcul Vect1 est distinct du vecteur vitesse courant Vect0.

Durant une telle phase de correction et à chaque itération de calcul, le vecteur vitesse de calcul Vect1 est déterminé par l'unité de traitement. Ce vecteur vitesse de calcul Vect1 possède une composante horizontale V1 selon le plan horizontal P1, et une composante verticale V2 selon la pesanteur AX. Plus précisément, la composante horizontale V1 s'étend le long d'un axe horizontal, une projection du vecteur vitesse courant sur le plan horizontal étant située sur ledit axe horizontal.

La composante horizontale V1 du vecteur vitesse de calcul Vect1 est par exemple égale à la vitesse horizontale courante Vh du giravion par rapport au sol. Cette vitesse horizontale courante Vh est déterminée par le système de mesure 30 ou par l'unité de

traitement à l'aide des informations transmises par le système de mesure 30.

En outre, la composante verticale V2 du vecteur vitesse de calcul Vect1 est fonction de la vitesse verticale courante Vv du giravion 1 par rapport au sol à chaque instant de calcul et d'une vitesse verticale potentielle Vvp. Cette vitesse verticale potentielle Vvp est alors fonction du produit de la vitesse sur trajectoire courante Vt du giravion et de la dérivée de la vitesse sur trajectoire.

En particulier, la composante verticale V2 est déterminée à l'aide de la relation suivante :

$$V2 = Vv + Vvp$$

$$\text{avec } Vvp = B * \frac{Vt}{g} * \frac{dVt}{dt}$$

où « Vv » représente la vitesse verticale courante par rapport au sol, « Vvp » représente la vitesse verticale potentielle, « B » représente une constante, « Vt » représente la vitesse sur trajectoire courante, « $\frac{dVt}{dt}$ » représente la dérivée de la vitesse sur trajectoire, « g » représente l'accélération de la pesanteur, et « * » représente le signe de la multiplication, « + », représentant le signe de l'addition.

La constante B est inférieure ou égale à 1, par exemple égale à 0.5.

Le vecteur vitesse de calcul Vect1 est alors exploité selon les méthodes connues par le système d'aide au pilotage. Par exemple, le système d'aide au pilotage 10 détermine une trajectoire d'évitement 40 munie d'un segment proximal 41, d'un segment de

ressource 42 et d'un segment distal 43 en appliquant un enseignement connu.

Cependant selon l'invention, le segment proximal 41 se situe dans le prolongement du vecteur vitesse de calcul Vect1.

5 En fonction de la direction du vecteur vitesse de calcul Vect1, une alerte est générée par le système d'aide au pilotage. Par exemple, une alarme indique à un pilote de modifier le pas collectif des pales de chaque rotor principal 5 si la trajectoire d'évitement 40 prolongeant le vecteur vitesse de calcul Vect1 impacte un
10 obstacle 35.

Les figures 3 à 7 illustrent l'avantage de l'invention au regard d'un système connu.

La figure 3 présente notamment un giravion 1 positionné aux niveaux d'une pluralité de points Pt1, Pt2, Pt3, Pt4 au regard d'un
15 obstacle 35.

Au niveau du premier point PT1 et en référence à la figure 4, l'unité d'alerte selon l'invention peut afficher le vecteur vitesse de calcul Vect 1 par le biais d'un premier symbole 24. Ce vecteur vitesse de calcul Vect 1 est localisé au même endroit qu'un
20 deuxième symbole 24' illustrant le vecteur vitesse courant Vect0 utilisé par l'art antérieur.

De plus, l'unité de traitement peut afficher un troisième symbole 23 présentant le sommet de l'obstacle 35 à éviter. Dans ce cas, l'unité de traitement peut aussi requérir l'émission d'une
25 alarme sonore à l'aide du moyen de diffusion sonore 22.

L'obstacle est au-dessus du vecteur vitesse de calcul suggérant une manœuvre d'évitement vers le haut. Le pilote contrôle alors l'aéronef pour effectuer une ressource.

Au niveau du deuxième point PT2 et en référence à la figure 5, une ressource est appliquée dans l'urgence en modifiant le pas cyclique des pales de chaque rotor principal 5.

Le deuxième symbole 24' illustrant le vecteur vitesse courant monte rapidement et passe au dessus du troisième symbole. Pourtant, le giravion n'est pas encore totalement en sécurité.

Par contre, le premier symbole représentant le vecteur vitesse de calcul 24 s'élève en rapport avec le gain d'énergie potentielle et reste en dessous du troisième symbole 23.

10 Au niveau du troisième point PT3 et en référence à la figure 6, le premier symbole représentant le vecteur vitesse de calcul 24 continue sa progression et passe au dessus du troisième symbole.

On note sur la figure 3 que le giravion se situe alors dans un plan situé au dessus de l'obstacle 35.

15 Enfin, au niveau du quatrième point PT4 et en référence à la figure 7, la ressource est terminée. L'obstacle 35 est franchi avec une hauteur de garde suffisante.

La figure 8 explicite le procédé permettant de déterminer le vecteur vitesse de calcul Vect1 utilisé pour générer le cas échéant une alerte.

Ce procédé peut comporter une étape préliminaire STP1 optionnelle.

Durant une étape d'initiation STP11 de l'étape préliminaire STP1, l'unité de traitement détermine si le procédé selon l'invention doit être initié.

Dès lors, l'unité de traitement 15 compare la vitesse air (vraie TAS ou indiquée IAS) à une différence DIFF. Cette différence DIFF

est égale à la vitesse du meilleur taux de montée V_y moins une marge V_m du giravion 1 soit : $DIFF = V_y - V_m$.

Par exemple, la marge est égale à 20 nœuds.

Si la vitesse air (TAS, IAS) est supérieure à la différence
5 $DIFF$, le procédé est initié par l'unité de traitement.

Durant une étape d'initialisation, l'unité de traitement peut initialiser un compteur $COMPT$ à une valeur nulle.

A l'issue de l'étape préliminaire $STP1$, l'unité de traitement peut débiter une étape de sélection $STP2$.

10 Dès lors, l'unité de traitement 15 détermine si chacun des critères 50 mémorisés dans son unité de mémoire est vérifié. En particulier, au moins un premier critère 51 et un deuxième critère 52 doivent être vérifiés.

Ainsi, l'unité de traitement détermine si un premier critère 51
15 est vérifié. Ce premier critère est vérifié si une dérivée $\frac{d\eta}{dt}$ par rapport au temps dudit angle η est positive soit si $\frac{d\eta}{dt} > 0$.

Eventuellement, le premier critère 51 est vérifié si la dérivée
 $\frac{d\eta}{dt}$ par rapport au temps dudit angle η est supérieure à une constante K positive non nulle pendant un temps prédéterminé D
20 soit : $\frac{d\eta}{dt} > K > 0$ pendant le temps prédéterminé D .

L'unité de traitement détermine aussi si un deuxième critère 52 est vérifié. Ce deuxième critère 52 est vérifié si une dérivée $\frac{dV_t}{dt}$ par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire V_t est négative soit : $\frac{dV_t}{dt} < 0$.

Eventuellement, l'unité de traitement détermine aussi si un troisième critère 53 est vérifié. Le troisième critère est vérifié si la vitesse verticale courante V_v est positive soit : $V_v > 0$.

Si chaque critère est vérifié, la branche Y1 est mise en œuvre par l'unité de traitement.

Dès lors, l'unité de traitement détermine le vecteur vitesse de calcul en appliquant la phase de correction explicitée précédemment. Le vecteur vitesse de calcul n'est alors pas égal au vecteur vitesse courant. Le giravion se trouve par exemple dans ce cas de figure au niveau du deuxième point pt2 cité précédemment.

De plus, le compteur COMPT prend la valeur un par exemple pour indiquer que la phase de correction a été mise en œuvre à cette itération.

Si au moins un critère n'est pas vérifié, la branche N1 est mise en œuvre par l'unité de traitement.

Dès lors, l'unité de traitement détermine si chacune des conditions 60 mémorisées dans son unité de mémoire est vérifiée.

Une première condition 61 est vérifiée si une dérivée $\frac{dV_t}{dt}$ par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire V_t est négative soit :

$$\frac{dV_t}{dt} < 0.$$

Une deuxième condition 62 optionnelle est vérifiée si une vitesse verticale courante V_v par rapport au sol est positive soit : $V_v > 0$.

Si chaque condition 60 est remplie, la branche Y2 est mise en œuvre par l'unité de traitement.

Dès lors durant une phase d'analyse STP5, l'unité de traitement détermine si la phase de correction était mise en œuvre à l'itération de calcul précédente. A cet effet, l'unité de traitement détermine la valeur du compteur COMPT.

- 5 Si la phase de correction était mise en œuvre à l'itération de calcul précédente, le compteur COMPT doit être égal à un. Dans l'affirmative, l'unité de traitement met alors en œuvre la phase de correction STP3 pour déterminer le vecteur vitesse de calcul Vect1.

10 Par contre, si la phase de correction n'était pas mise en œuvre à l'itération de calcul précédente, le compteur COMPT doit être égal à zéro.

L'unité de traitement met alors en œuvre la phase non corrigée STP6 pour déterminer le vecteur vitesse de calcul Vect1.

15 Selon cette phase non corrigée, l'unité de traitement attribue à la composante horizontale V1 du vecteur vitesse de calcul la valeur de la vitesse horizontale courante V_h .

Par contre, l'unité de traitement attribue à la composante verticale V2 la valeur de la vitesse verticale courante du giravion 1.

20 Par ailleurs, si au moins une condition n'est pas remplie, la branche N2 est mise en œuvre par l'unité de traitement.

L'unité de traitement applique alors la phase non corrigée STP6, et réinitialise le compteur COMPT à la valeur nulle.

25 Naturellement, la présente invention est sujette à de nombreuses variations quant à sa mise en œuvre. Bien que plusieurs modes de réalisation aient été décrits, on comprend bien qu'il n'est pas concevable d'identifier de manière exhaustive tous les modes possibles. Il est bien sûr envisageable de remplacer un

moyen décrit par un moyen équivalent sans sortir du cadre de la présente invention.

REVENDICATIONS

1. Procédé d'aide au pilotage pour éviter un obstacle (35) avec un giravion (1) volant selon un vecteur vitesse courant (Vect0), une alerte (23) étant générée si un obstacle (35) est susceptible d'être impacté par le giravion (1),

caractérisé en ce que, ladite alerte (23) étant générée en utilisant un vecteur vitesse du giravion dit « vecteur vitesse de calcul (Vect1) » pour déterminer si le giravion (1) risque d'impacter un obstacle (35), durant une phase de correction (STP3) et à chaque itération de calcul, ledit vecteur vitesse de calcul (Vect1) est déterminé à l'aide d'une composante horizontale (V1) du vecteur vitesse de calcul dans un plan horizontal (P1) orthogonal à la pesanteur (AX) et d'une composante verticale (V2) selon ladite pesanteur (AX), ladite composante verticale (V2) étant fonction d'une vitesse verticale courante (Vv) du giravion (1) par rapport au sol audit instant de calcul corrigée avec une vitesse verticale potentielle (Vvp), ladite vitesse verticale potentielle (Vvp) étant fonction d'un produit d'une vitesse sur trajectoire courante (Vt) du giravion et de la dérivée de la vitesse sur trajectoire.

2. Procédé d'aide au pilotage selon la revendication 1,

caractérisé en ce que ladite composante horizontale (V1) est égale à une vitesse horizontale courante (Vh) du giravion (1) par rapport au sol.

3. Procédé d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 1 à 2,

caractérisé en ce que ladite composante verticale est déterminée à l'aide de la relation suivante :

$$V2 = Vv + Vvp$$

$$\text{avec } V_{vp} = B * \frac{V_t}{g} * \frac{dV_t}{dt}$$

où « V2 » représente ladite composante verticale, « Vv » représente la vitesse verticale courante par rapport au sol, « Vvp » représente la vitesse verticale potentielle, « B » représente une constante, « Vt » représente la vitesse sur trajectoire courante, 5 « $\frac{dV_t}{dt}$ » représente la dérivée de la vitesse sur trajectoire, « g » représente l'accélération de la pesanteur, et « * » représente le signe de la multiplication, « + », représentant le signe de l'addition.

4. Procédé d'aide au pilotage selon la revendication 3,

10 caractérisé en ce que ladite constante (B) est inférieure où égale à 1.

5. Procédé d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 1 à 4,

15 caractérisé en ce que ledit procédé est initié lorsque une vitesse air (TAS, IAS) du giravion (1) est supérieure à une différence entre une vitesse du meilleur taux de montée (Vy) et une marge (Vm).

6. Procédé d'aide au pilotage selon la revendication 5,

caractérisé en ce que ladite marge (Vm) est inférieure ou égale à 20 nœuds.

20 7. Procédé d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 1 à 6,

caractérisé en ce que ledit vecteur vitesse courant (Vect0) présentant un angle (η) avec ledit plan horizontal (P1), ladite phase de correction est mise en œuvre si plusieurs critères (50) 25 sont vérifiés, lesdits plusieurs critères comprenant au moins :

- un premier critère (51) qui est vérifié si une dérivée par rapport au temps dudit angle (η) est positive, et
- un deuxième critère (52) qui est vérifié si une dérivée par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire (V_t) est négative.

5

8. Procédé d'aide au pilotage selon la revendication 7,

caractérisé en ce que ledit premier critère (51) est vérifié si ladite dérivée par rapport au temps dudit angle (η) est supérieure à une constante (K) non nulle.

10 9. Procédé d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 7 à 8,

caractérisé en ce que lesdits plusieurs critères comprennent un troisième critère, ledit troisième critère étant vérifié si la vitesse verticale courante (V_v) est positive.

15 10. Procédé d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 7 à 9,

caractérisé en ce que, si au moins un critère n'est pas vérifié, on détermine si au moins une condition (60) est vérifiée, ladite au moins une condition comprenant une première condition (61) qui est vérifiée si une dérivée par rapport au temps de la vitesse sur trajectoire (V_t) est négative, et si chaque condition (60) est remplie :

20

- si ladite phase de correction (STP3) était mise en œuvre à une itération de calcul précédant ladite itération de calcul courante, on met en œuvre ladite phase de correction (STP3) lors de l'itération de calcul courante,

25

- si ladite phase de correction (STP3) n'était pas mise en œuvre à une itération de calcul précédant ladite itération de calcul courante, une phase non corrigée (STP6) est mise en œuvre, durant laquelle phase non corrigée et à chaque itération de calcul, ledit vecteur vitesse de calcul (Vect1) est déterminé à l'aide de ladite composante horizontale (V1) et d'une composante verticale (V2) égale à la vitesse verticale courante du giravion (1).

5

11. Procédé d'aide au pilotage selon la revendication 10,

10 caractérisé en ce que ladite au moins une condition (60) comprend une deuxième condition (62) qui est vérifiée si une vitesse verticale courante (Vv) est positive.

12. Procédé d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 10 à 11,

15 caractérisé en ce que si au moins une condition n'est pas remplie, ladite phase non corrigée (STP6) est mise en œuvre.

13. Procédé d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 10 à 11,

20 caractérisé en ce que ladite alerte comporte une alarme indiquant à un pilote de modifier un pas collectif de pales d'un rotor (5) du giravion (1) participant au moins à la sustentation de ce giravion (1).

14. Procédé d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 10 à 11,

25 caractérisé en ce qu'on détermine une trajectoire d'évitement (40) comportant au moins un segment proximal (41), ledit segment proximal (41) s'étendant selon une direction suivie par ledit vecteur vitesse de calcul (Vect1).

15. Système d'aide au pilotage (10),

caractérisé en ce que ledit système d'aide au pilotage (10) comporte une unité de traitement (15) reliée à une unité d'alerte (20) ainsi qu'à un système de localisation (25) et à un système de mesure de vitesse (30), le système de localisation (25) étant apte à localiser un au moins un obstacle (35), le système de mesure de vitesse (30) étant apte à déterminer une information relative à au moins une vitesse verticale courante (Vv) du giravion (1) et une vitesse sur trajectoire courante (Vt) du giravion (1), ladite unité de traitement (15) appliquant le procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 14

16. Système d'aide au pilotage selon la revendication 15,

caractérisé en ce que ledit système de localisation (25) comporte au moins un des équipements suivants : une base de données d'obstacles (26) répertoriant des obstacles (35), un système de détection d'obstacles (27).

17. Système d'aide au pilotage selon l'une quelconque des revendications 15 à 16,

caractérisé en ce que ledit système de mesure de vitesse (30) comporte au moins un des équipements suivants : une centrale à inertie (31), un centrale anémobarométrique (32), un accéléromètre (33).

18. Giravion (1),

caractérisé en ce que ledit giravion (1) comporte un système d'aide au pilotage (10) selon l'une quelconque des revendications 15 à 17.

1/2

Fig.1

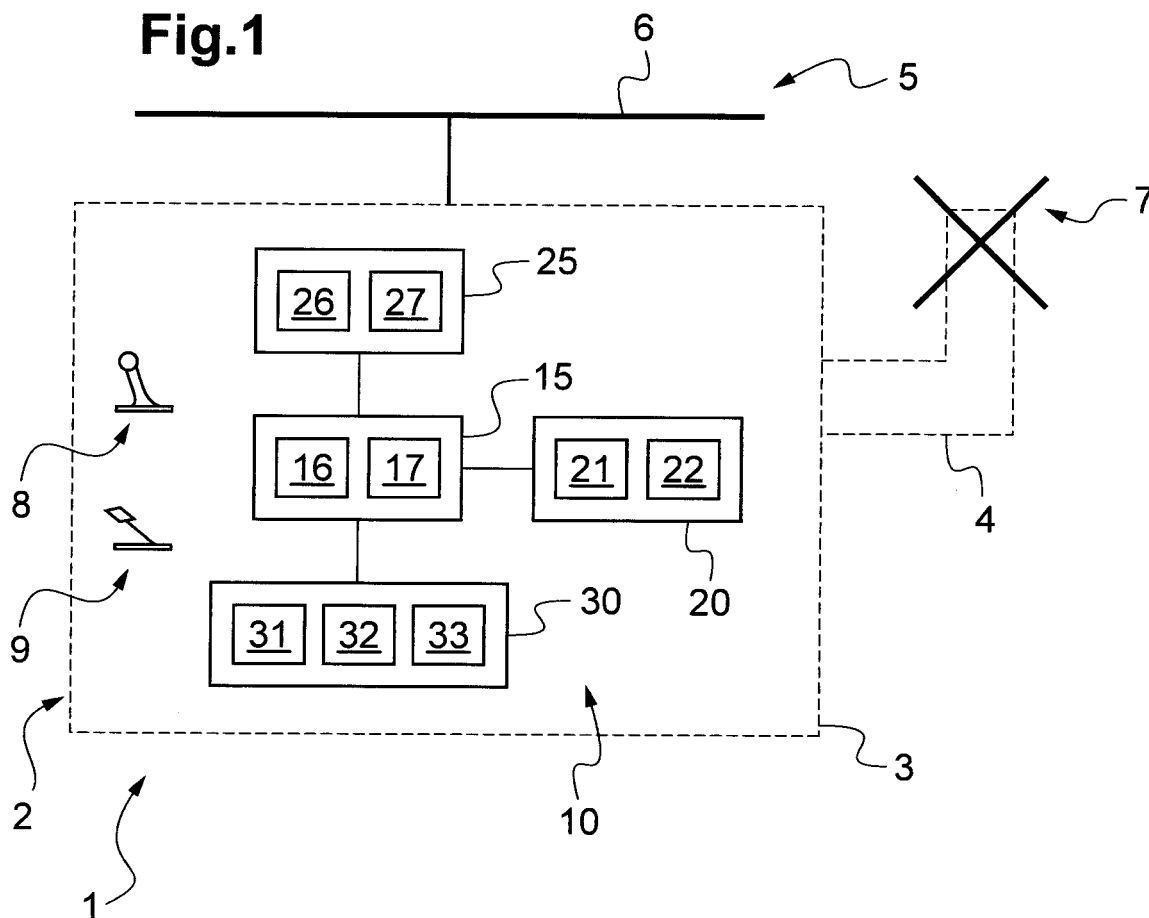
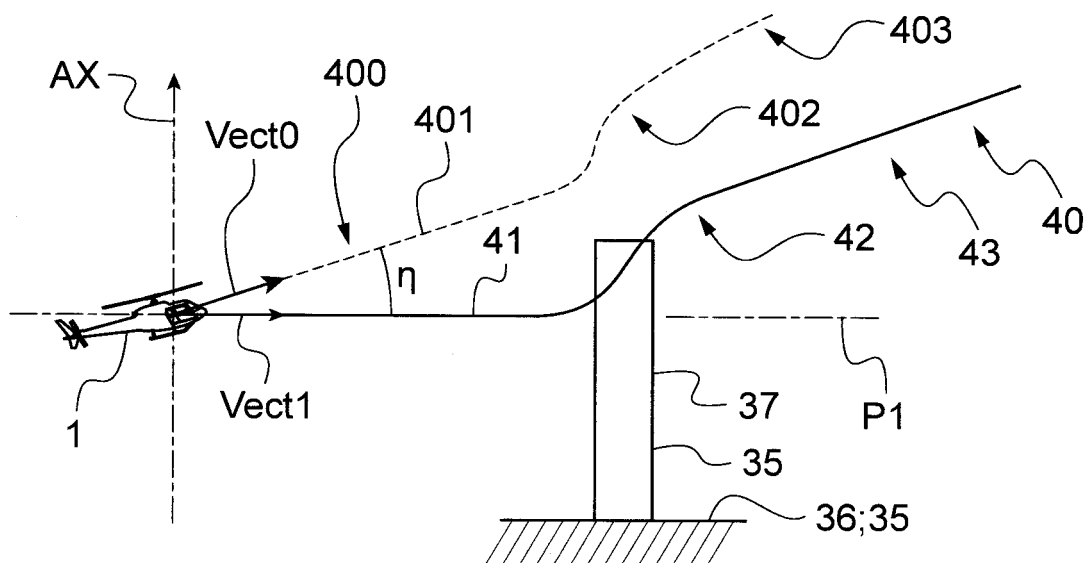
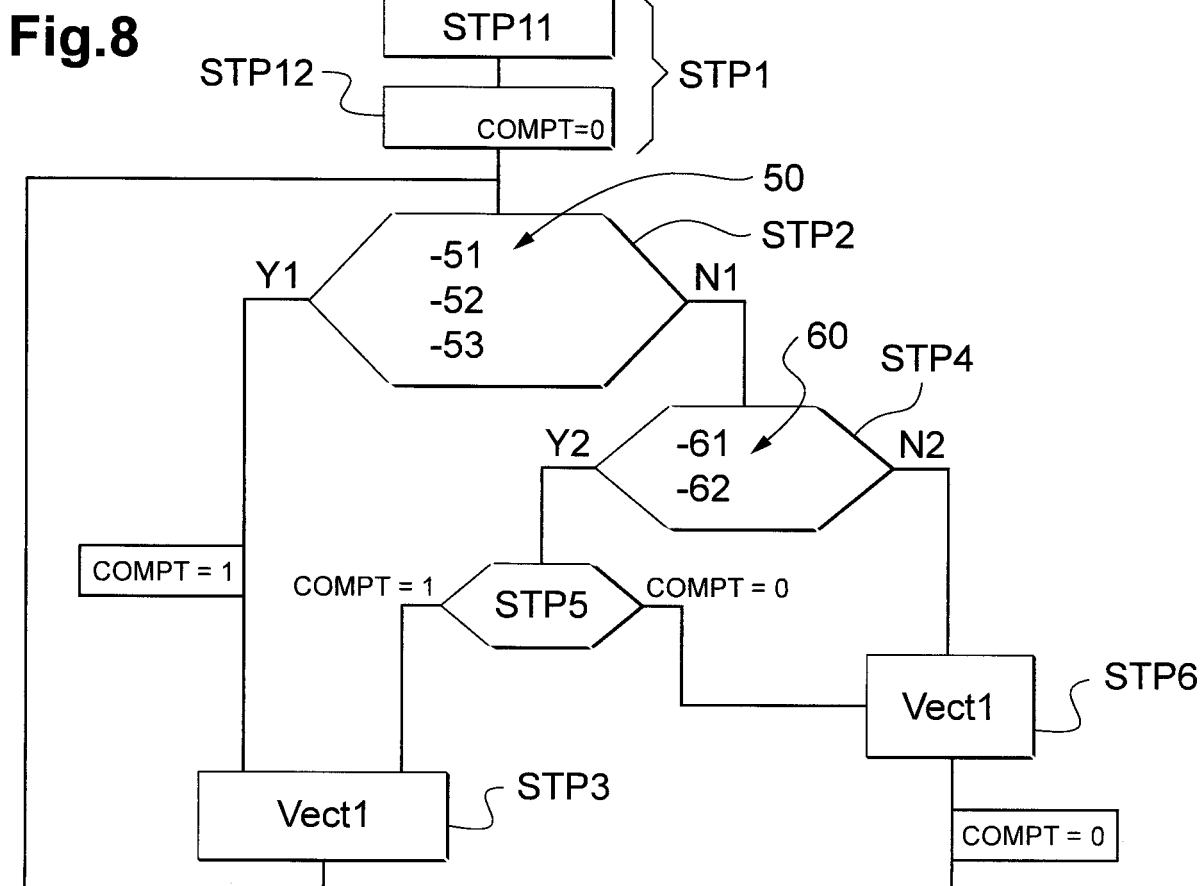
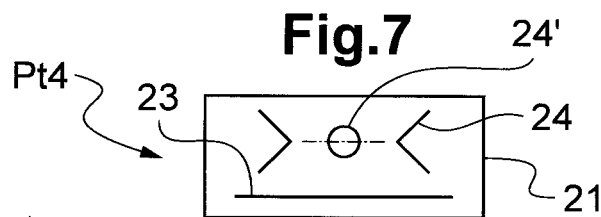
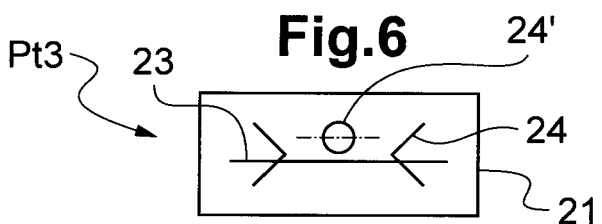
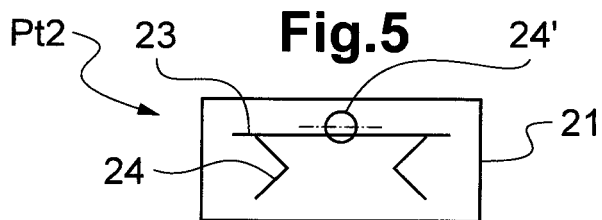
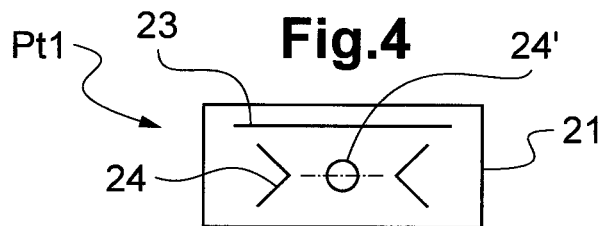
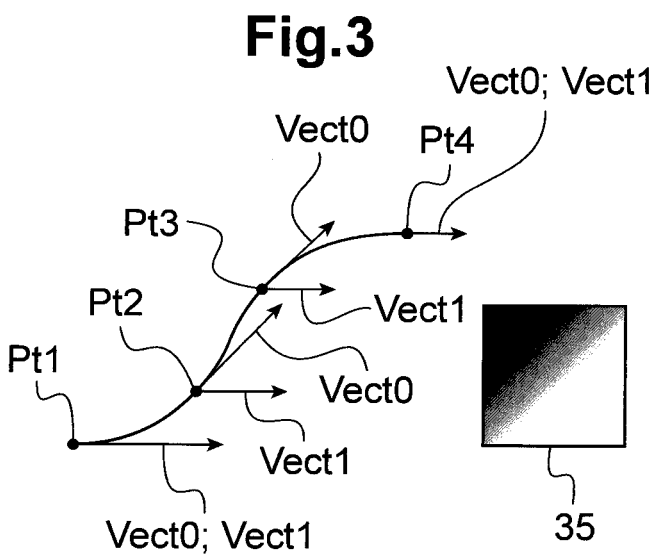


Fig.2







**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement
national

FA 816474
FR 1501118

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		
Y,D A	FR 3 008 530 A1 (EUROCOPTER FRANCE [FR]) 16 janvier 2015 (2015-01-16) * abrégé * * figures 1-10 * * page 1, lignes 1-5 * * page 1, ligne 26 - page 2, ligne 2 * * page 9, lignes 7-14 * * page 10, ligne 25 - page 11, ligne 3 * * page 16, lignes 19-27 * * page 17, lignes 20-25 * * page 18, ligne 26 * * page 20, lignes 15-16 * * page 24, lignes 13-17 * * page 31, ligne 28 - page 32, ligne 1 * * page 35, lignes 1-4 * * revendication 4 * -----	1-6, 15-18 7-14	G05D1/04 G08B21/18 G08G5/04
Y,D	US 7 941 250 B2 (CERTAIN BERNARD [FR]) 10 mai 2011 (2011-05-10) * abrégé * * figures 1-2 * * colonne 4, lignes 30-45 * * colonne 6, lignes 26-30, 53-62 * * colonne 7, lignes 60-65 * * colonne 14, ligne 56 * * revendications 1-24 * -----	1-6, 15-18	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) G01C G08G
A	US 5 781 126 A (PATERSON NOEL S [US] ET AL) 14 juillet 1998 (1998-07-14) * abrégé * * figures 1-7 * * colonne 1, ligne 65 - colonne 2, ligne 2 * * colonne 2, lignes 65-67 * * colonne 3, lignes 43-53 * * revendications 1-24 * ----- -/--	5,6	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
14 avril 2016		Toth, Rémy	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

2

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement
national

FA 816474
FR 1501118

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A,D	US 2002/030610 A1 (ISHIHARA YASUO [US] ET AL) 14 mars 2002 (2002-03-14) * abrégé * * figures 1-21 * * alinéas [0001] - [0012] * * revendications 1-15 * -----	7-14	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
		14 avril 2016	Toth, Rémy
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1501118 FA 816474**

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

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **14-04-2016**

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

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 3008530	A1	16-01-2015	EP 2824529 A2	14-01-2015
			FR 3008530 A1	16-01-2015
			US 2015266591 A1	24-09-2015

US 7941250	B2	10-05-2011	CN 101809451 A	18-08-2010
			EP 2193379 A2	09-06-2010
			FR 2921728 A1	03-04-2009
			IL 204390 A	28-05-2014
			US 2009093919 A1	09-04-2009
			WO 2009074744 A2	18-06-2009

US 5781126	A	14-07-1998	AUCUN	

US 2002030610	A1	14-03-2002	AUCUN	
