



(11) **EP 2 289 060 B1**

(12) **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention de la délivrance du brevet:
05.08.2020 Bulletin 2020/32

(21) Numéro de dépôt: **09784221.5**

(22) Date de dépôt: **22.06.2009**

(51) Int Cl.:
G08G 5/04 (2006.01)

(86) Numéro de dépôt international:
PCT/FR2009/000759

(87) Numéro de publication internationale:
WO 2010/007235 (21.01.2010 Gazette 2010/03)

(54) **ADAPTATION D'ALERTE DE TERRAIN SÉLECTIVES, EN FONCTION DE LA MANOEUVRABILITÉ INSTANTANÉE D'UN GIRAVION**

ANPASSUNG SELEKTIVER GEBIETSALARME ALS FUNKTION DER SOFORTIGEN MANÖVRIERBARKEIT EINES FLUGZEUGS

ADAPTATION OF SELECTIVE TERRAIN ALERTS, AS A FUNCTION OF THE INSTANTANEOUS MANOEUVRABILITY OF AN AIRCRAFT

(84) Etats contractants désignés:
AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC MK MT NL NO PL PT RO SE SI SK TR

(30) Priorité: **24.06.2008 FR 0803537**

(43) Date de publication de la demande:
02.03.2011 Bulletin 2011/09

(73) Titulaire: **Airbus Helicopters**
13725 Marignane Cedex (FR)

(72) Inventeurs:
• **GERMANETTI, Serge**
F-13005 Marseille (FR)
• **DUCOLLET, Alain**
F-13090 Aix en Provence (FR)

(74) Mandataire: **GPI & Associés**
EuroParc de Pichaury
Bâtiment B2 - 1er Etage
1330, rue Guillibert de la Lauzière
13856 Aix-en-Provence Cedex 3 (FR)

(56) Documents cités:
EP-A1- 1 726 973 FR-A1- 2 756 256
FR-A1- 2 853 978 US-A- 5 892 462
US-A1- 2002 036 574 US-A1- 2006 235 581

- **ANONYMOUS: "FlightLogic Pilot's Guide 5.0C ; Section 8: Appendix/Index" [Online] 15 septembre 2006 (2006-09-15), CHELTON FLIGHT SYSTEMS , XP002526709 Extrait de l'Internet: URL:<http://www.cheltonflightsystems.com/PDFs/50CPilotsGuide/50CAAppendix-Index.pdf> [extrait le 2009-05-04] (specially pages 8-23; lines 1-8) le document en entier**
- **ANONYMOUS: "AC 27 - 1B; CHAPTER 3: AIRWORTHINESS STANDARDS TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT" [Online] 24 juin 2005 (2005-06-24), FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION , XP002526710 Extrait de l'Internet: URL:[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/0ce1b2a7cee21aae8625703800684002/\\$FILE/AC-27-1B-MG-18.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/0ce1b2a7cee21aae8625703800684002/$FILE/AC-27-1B-MG-18.pdf) [extrait le 2009-05-04] (specially page 1) le document en entier**
- **BARNHART A ET AL: "Rotary wing terrain awareness warning study", 22ND. DASC. THE 22ND. DIGITAL AVIONICS SYSTEMS CONFERENCE PROCEEDINGS. INDIANAPOLIS, IN, OCT. 12 - 16, 2003; [DIGITAL AVIONICS SYSTEMS CONFERENCE], NEW YORK, NY : IEEE, US, vol. 2, 12 October 2003 (2003-10-12), pages 9_A_1_1-9_A_1_13, XP010668914, ISBN: 978-0-7803-7844-5**

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la publication de la mention de la délivrance du brevet européen au Bulletin européen des brevets, toute personne peut faire opposition à ce brevet auprès de l'Office européen des brevets, conformément au règlement d'exécution. L'opposition n'est réputée formée qu'après le paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

EP 2 289 060 B1

Description

[0001] La présente invention se rapporte au domaine technique général des aides au pilotage d'aéronefs à voilure tournante, et en particulier aux alertes automatiques pour l'évitement de terrain.

[0002] Pour clarifier la description, les technologies existantes ainsi que les problèmes techniques rencontrés avec celles-ci seront d'abord exposés de manière générale. Ce n'est qu'ensuite qu'est regroupée la citation de divers documents illustrant ces technologies.

[0003] Dans le domaine technique mentionné, l'invention concerne l'aide au pilotage dite « embarquée », c'est-à-dire au moins en partie à bord d'aéronefs habités, tels que les hélicoptères ou les aéronefs convertibles à voilure tournante.

[0004] Egalement, l'invention concerne l'aide dite « à distance ». Dans ce cas, elle vise les drones à voilure tournante, c'est-à-dire des giravions inhabités. Alors, cette aide au pilotage selon l'invention ne peut s'adresser à un pilote, puisqu'il n'y a personne à bord de l'aéronef. Elle s'adresse alors à un opérateur humain qui opère le contrôle à distance dudit drone.

[0005] Plus spécialement, l'invention vise les aides au pilotage par alerte pour l'évitement de terrain, connues sous l'acronyme en langue anglaise « TAWS » (Terrain Avoidance Warning System).

[0006] Ces systèmes TAWS doivent permettre d'indiquer, au fur et à mesure de leur rapprochement, les obstacles dangereux situés en avant de la trajectoire de l'aéronef prévue à un instant donné, dans une zone de danger.

[0007] En d'autres termes, un tel système permet de produire automatiquement des alertes, en fonction d'une cartographie, si dans une zone de danger en face de l'aéronef, un obstacle interfère avec la trajectoire prévue d'un aéronef à un instant donné.

[0008] De fait, partant de coordonnées connues de la position instantanée de l'aéronef, ainsi que de son plan de vol et de la cartographie du terrain survolé, une alerte est émise dans le cas où un obstacle interfère avec la trajectoire d'évitement prévue tout en risquant de rendre un évitement impossible.

[0009] Le déclenchement d'une alerte est classiquement déterminé en fonction d'une trajectoire d'évitement considérée comme possible pour l'aéronef, sa trajectoire prévue initialement et sa vitesse instantanée.

[0010] En pratique, il est apparu que les systèmes d'alerte pour l'évitement de terrain (qu'il s'agisse de TAWS ou d'autres Ground Proximity Warning Systems dits « GPWS ») prévus pour les avions, ne sont pas satisfaisants pour les aéronefs à voilure tournante.

[0011] Par exemple, le document EP0750238 (équivalent au document US5892462) qui a été déchu pour défaut de nouveauté, décrit ce type de système d'évitement de collision au sol. Ce système est dit adaptatif.

[0012] Bien que ce système semble dédié de manière générale à des aéronefs quels que soient leur type, il n'est approprié qu'à des avions. Notamment, ce système n'est pas prévu pour un aéronef à voilure tournante ou un hélicoptère. En outre, ce document ne décrit pas de courbe conique, ni de courbe de type propre telle qu'une parabole, ellipse ou hyperbole. Ce document évoque une logique de mise à jour de données intégrant des paramètres propres à l'appareil et une notion de « manœuvre possible ». Ce document évoque une manœuvre d'évitement avec une valeur maximale de l'accélération « G », ce qui ne nécessite pas explicitement ni la prise en compte d'une marge de puissance ou de sorties d'un IPL. En fait la manœuvre d'évitement au maximum de G se fait principalement par une ressource à l'aide de la commande de pas de sorte que l'utilisation du collectif n'est pas obligatoire.

[0013] Par contre, l'enseignement de ce document EP0750238 ne permet pas prendre en compte la manœuvrabilité instantanée d'un aéronef à voilure tournante (cf. Colonne 13, lignes 39-54). Un tel calcul, en fonction de données à jour (e.g. accélération verticale possible et / ou masse instantanée) produites par des équipements de vol, n'est pas décrit par ce document. Dans une approche distincte, ce document prévoit que les altitudes de terrain et d'entrée sont issues de capteurs actifs de terrain, d'un système de navigation inertielle et d'un altimètre radar

[0014] Du fait des spécificités de structure et de fonctionnement des aéronefs à voilure tournante, l'influence de certains paramètres est plus déterminante sur les possibilités effectives d'évitement d'obstacle, pour les giravions que pour les avions.

[0015] En effet, un giravion est capable d'effectuer de nombreux types de vols différents, en comparaison avec un aéronef à voilure fixe. En dehors des décollages et des posés, pour les giravions, seuls les vols de transport de point à point sont comparables avec des vols d'avions, en particulier civils.

[0016] Ainsi, un même hélicoptère peut notamment effectuer des vols d'observation rapprochée, des missions tactiques, des sauvetages, des interventions sur sinistres, etc.

[0017] 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 inappropriées, voire indésirables ou même dangereuses.

[0018] Il en va de même des phases de décollage et de posé, lors desquelles les aides au pilotage prévues pour des avions s'avèrent inappropriées.

[0019] Face à ce constat, des recommandations spécifiques aux hélicoptères ont été récemment préparées par une autorité consultative majeure en matière d'aviation, à savoir la « RTCA (Radio Technical Commission Aeronautics) », relativement aux systèmes d'alerte pour l'évitement de terrain. Ces recommandations dédiées aux hélicoptères préconisent des systèmes appelés sont appelés HTAWS.

[0020] En effet, avec les technologies classiques d'alerte de terrain pour avions, la distance d'anticipation d'un obstacle impliquant une modification de trajectoire, est quasi exclusivement calculée en fonction de la valeur absolue de la vitesse d'avance de l'avion.

[0021] Schématiquement, plus cette valeur de vitesse est élevée, plus la distance d'anticipation est longue. Autrement dit, plus le vol est rapide, plus le système d'alerte de terrain surveille loin devant l'avion.

[0022] Ainsi, ladite distance d'anticipation est une valeur exprimée en unités de longueur (mètres ou kilomètres par exemple). Puisque c'est à l'intérieur de cette distance que le système d'alerte vérifie s'il existe ou pas un obstacle sur le terrain, cette distance face à l'appareil est appelée également zone de danger.

[0023] Classiquement, la distance d'anticipation est le plus souvent évaluée par le produit multiplicatif entre la vitesse instantanée de l'avion et un temps constant qui correspond à toute une famille d'avions.

[0024] Cette distance d'anticipation comprend un temps de transfert, c'est-à-dire la durée estimée de réaction du pilote, qui s'écoule entre l'alerte et l'amorçage par le pilote d'une trajectoire d'évitement.

[0025] Cependant, aucun autre paramètre de vol (e.g. tactique, de transfert, de sauvetage, etc.) n'étant pris en compte, il arrive alors trop souvent qu'en pratique, les déclenchements d'alertes soient inopinés ou trop nombreux. Ceci gêne le pilote au lieu de l'assister. De fait, pour pallier cette gêne, il arrive que le pilote en vienne à interrompre complètement le fonctionnement de cette aide au pilotage.

[0026] Ceci est particulièrement courant quand un système d'alerte de terrain prévu pour avion est adapté à un giravion.

[0027] Avec de tels systèmes, la trajectoire d'évitement calculée prend par ailleurs la forme d'une succession entre un tronçon rectiligne correspondant au temps de transfert, auquel est accolé un arc de cercle orienté dans le sens d'un éloignement par rapport à l'obstacle. On parle alors de trajectoire en « pointe de ski » .

[0028] Autrement dit, la plupart des systèmes actuels prévoient en pratique, un temps de transfert rectiligne fondé sur la vitesse et une courbe d'évitement en arc de cercle dont le rayon correspond à une marge de sécurité maximale, sans véritablement prendre en compte les capacités intrinsèques réelles ni la situation instantanée de l'appareil.

[0029] Bien sûr, la trajectoire d'évitement en « pointe de ski » est calculée pour que le pilote puisse agir sur l'avion de manière à éviter l'obstacle dans une zone de danger.

[0030] Mais on l'a vu, du fait de son mode de calcul, il est fréquent par exemple en vol tactique, que des alertes soient déclenchées en l'absence de véritable danger ou soient erronées voire soient quasiment permanentes.

[0031] De ce qui précède, on comprend qu'il conviendrait de proposer un système d'alerte de terrain pour aéronef à voilure tournante, qui ne génère que les alertes véritablement utiles à son pilote, au moment le plus opportun possible, c'est-à-dire ni trop tôt, ni trop tard. On appelle « fiabilité » cette exclusion sélective des alertes superflues.

[0032] En outre, un système d'alerte de terrain offrant une sécurité accrue pour aéronef à voilure tournante serait souhaitable, de sorte qu'une alerte ne nécessitant pas de recourir aux possibilités optimales voire maximales et instantanées d'évitement (i.e. la manœuvrabilité) de l'appareil concerné, soit inhibée ou repoussée à un moment ultérieur.

[0033] Ceci permettrait de préserver la trajectoire de vol la plus proche possible du terrain, sans augmenter les risques propres aux obstacles de ce terrain. Une telle sécurité accrue serait hautement souhaitable, par exemple dans le cas d'un vol militaire tactique.

[0034] On comprend néanmoins que les impératifs de sécurité d'une part, et d'autre part les contraintes de vol, sont antinomiques lorsqu'il s'agit de mettre au point, en pratique, un système d'alerte de terrain pour aéronef à voilure tournante qui générerait des alertes à la fois au moment opportun, tout en demeurant fiables et sécuritaires en termes de possibilités d'évitement.

[0035] Afin de pallier ces inconvénients notamment, il a été choisi avec l'invention de ne pas fonder quasi exclusivement l'origine de l'évitement sur la valeur absolue mesurée de la vitesse instantanée.

[0036] Cependant, trois problèmes techniques supplémentaires conditionnent cette approche dans la pratique.

[0037] En premier lieu, l'intégration logique de paramètres de manœuvrabilité est complexe, notamment par rapport aux systèmes d'alerte de terrain pour avions ne recourant en pratique qu'à l'intégration d'une valeur unique et absolue (sans unité physique) de la vitesse.

[0038] En second lieu, il n'est pas souhaitable que l'obtention de paramètres de manœuvrabilité significatifs nécessite des équipements additionnels dédiés, tels que des capteurs, des câblages et des automates embarqués. Ceci alourdirait l'appareil de façon inacceptable.

[0039] En troisième lieu, les procédés d'aide au pilotage étant exécutés par des ordinateurs programmés à l'aide de codes informatiques, il n'est pas envisageable de concevoir et d'écrire un code ou algorithme complet et spécifique, pour chaque modèle, chaque type et chaque configuration d'aéronef à voilure tournante.

[0040] Plus précisément, concernant l'intégration logique de paramètres de manœuvrabilité, on comprend que la manœuvrabilité instantanée d'un aéronef est corrélée à un grand nombre de paramètres, qu'il conviendrait donc de trier, qualifier et rendre compatibles mutuellement ainsi qu'avec leur intégration au système d'alerte de terrain.

[0041] Notamment, ces paramètres comprennent le modèle d'aéronef en question, au sens où un modèle d'appareil léger, puissant et moderne possède une manœuvrabilité supérieure à celle d'un autre modèle d'appareil, moins léger, puissant et moderne.

[0042] Toutefois, pour un modèle donné d'aéronef à voilure tournante, la manœuvrabilité varie de manière non négligeable du fait de diverses situations.

[0043] Notamment, la manœuvrabilité d'un appareil évolue en fonction de paramètres tels que :

- 5 - son environnement de vol (température et pression atmosphérique ambiantes, altitude, hygrométrie, poussières, etc.) ;
- sa phase de vol (décollage, croisière, approche, posé, etc.) ;
- 10 - son état fonctionnel initial lors du vol donné (i.e. les états de maintenance, de vieillissement, de remplissage réservoirs, de chargement à bord, les équipements embarqués, etc.) ;
- son état instantané (i.e. les paramètres de fonctionnement à un instant donné, tels que température / pression des fluides et flux, charge électrique restante, masse totale de l'appareil, puissance motrice disponible, mode de pilotage à vue ou aux instruments, etc.) ;
- 15 - sa feuille de route (mission civile ou militaire, tactique ou de simple transport, sauvetage, etc.).

[0044] Il serait donc avantageux de pouvoir efficacement intégrer de tels paramètres à la méthode de détermination de la trajectoire d'évitement, sans alourdir et ralentir les calculs de déclenchement d'alerte.

[0045] On comprend que ceci reviendrait à adapter en temps réel, la réponse d'un système d'alerte de terrain pour aéronef à voilure tournante, en fonction des performances effectives de cet aéronef à un instant donné, et en particulier de sa manœuvrabilité.

[0046] De plus, il serait avantageux que la trajectoire d'évitement soit en adéquation plus proche avec le terrain, par rapport à une « pointe de ski ».

[0047] Dans ce but, l'invention propose une trajectoire d'évitement avec un tronçon sensiblement rectiligne, et proximal à l'appareil. Ce tronçon proximal traduirait le temps de transfert, sans recours majeur à la vitesse de l'aéronef.

[0048] La trajectoire d'évitement proposée par l'invention comporte un tronçon contigu au précédent, de forme curviligne conique.

[0049] Le repère dans lequel s'inscrirait une telle trajectoire d'évitement comporterait un axe assimilable à une abscisse, lié à la vitesse de l'aéronef à voilure tournante à un instant donné, que l'on désire ralentir. L'autre axe de ce repère assimilable à une ordonnée, correspondrait à la capacité d'accélération verticale.

[0050] On comprend qu'ainsi des fausses alertes pourraient être limitées, et souvent évitées.

[0051] Mais à défaut de pouvoir obtenir ces paramètres sans compliquer ni alourdir l'aéronef à voilure tournante, les avantages procurés par leur prise en compte (celle de ces paramètres) se verraient grandement réduits, voire annihilés.

[0052] Il se pose donc la question de l'obtention de paramètres significatifs, cohérents et qualifiés de manœuvrabilité, sans nécessiter d'équipements dédiés supplémentaires notoires.

[0053] C'est de manière inattendue que ce dilemme est résolu. En synthèse, les paramètres utiles sont obtenus par des approximations judicieuses, à partir de données produites par des équipements de vol usuels dans les aéronefs à voilure tournante modernes.

[0054] En particulier, ces approximations sont rendues possibles par le couplage logique, c'est-à-dire la ponction pour l'aide au pilotage, de données déjà disponibles à bord. Ceci s'oppose aux préjugés usuels existants.

[0055] Par contre, l'invention prévoit des choix contraires aux évidences quant aux données issues de cette ponction, leur permettant d'être à la fois significatives et compatibles avec les approximations à opérer, ce qui est avantageux.

[0056] Ainsi, une réalisation de l'invention prévoit notamment :

- une distance de transfert sous forme de temps minimisé en fonction d'au moins un paramètre disponible à bord, tel que la feuille de route (e.g. vol tactique ou de croisière) ; et
- 50 - une trajectoire proposée d'évitement qui est optimisée, comportant au moins un tronçon conique (non circulaire), calculé notamment en temps réel en fonction de données à jour produites par des équipements de vol, telles que l'accélération verticale possible à partir du pas collectif du ou des rotors de propulsion et sustentation et / ou de la masse instantanée de l'aéronef à voilure tournante.

[0057] Lesdites données produites par des équipements de vol ont été produites par un ou plusieurs équipements de vol existants ou classiques, par exemple par un Indicateur de Première Limitation ou « IPL », tel qu'exposé précédemment.

[0058] En effet, nombre d'aéronefs à voilures tournantes disposent déjà d'un équipement de vol tel qu'un IPL, qui

calcule en permanence une marge de puissance disponible, ici sous la forme de valeur de pas collectif de son ou de ses rotors dits « principaux ».

[0059] Cette valeur de pas collectif, est alors disponible à bord et ce sans nécessiter d'équipement additionnel. Cette valeur de pas collectif correspond au produit de l'accélération verticale possible à un instant donné, multipliée par un coefficient proportionnel à la masse (soit au décollage, soit estimée à l'instant choisi) de l'appareil.

[0060] L'intégration de cette valeur de pas collectif significative de la marge de puissance permet d'obtenir de façon simple, un système d'alerte de terrain qui serait alors dit « adaptatif », pour le calcul de la zone de danger, de la distance de transfert et de la courbe d'évitement, ceci sans influencer l'algorithme spécifique de cette aide au pilotage.

[0061] Ainsi, selon les situations auxquelles un aéronef à voilure tournante est confronté, la trajectoire d'évitement est optimisée.

[0062] Cette trajectoire d'évitement se rapproche d'une tangente à l'horizontale, dans le cas où peu voire aucune marge de puissance n'est disponible.

[0063] A l'opposé, la trajectoire d'évitement s'approche d'une tangente à la verticale, plus la vitesse longitudinale de l'appareil est faible et / ou la puissance disponible est importante. Cette dernière situation est particulièrement utile dans le cas d'un vol tactique, puisqu'elle réduit à un minimum la zone de danger, tout en autorisant un vol sûr à basse altitude par rapport au terrain.

[0064] Cette intégration de valeurs obtenues par des équipements de vol existants permet en outre de lever le troisième problème technique supplémentaire évoqué, à savoir l'écriture d'un algorithme unique, complet et compatible avec de nombreux modèles, types et configurations d'aéronef à voilure tournante.

[0065] En effet, les paramètres obtenus peuvent être logiquement considérés comme de simples variables qui n'ont qu'à être injectées en tant que données, dans un algorithme unique, c'est-à-dire compatible avec une gamme étendue d'aéronefs à voilure tournante.

[0066] Citons maintenant divers documents relatifs aux aides au pilotage, outre le document EP0750238 équivalent au document US5892462.

[0067] D'une manière générale, on trouve notamment dans la Circulaire N° 0236-2005.07.29, de transport Aviation Civile du Canada, des définitions et quelques brefs explication des divers systèmes d'avertissement et d'alarme d'impact (TAWS) embarqués, d'autres systèmes d'anticollision et des systèmes d'évitement d'obstacle à balayage frontal (en langue anglaise Forward Looking Terrain Avoidance « FLTA »).

[0068] Dans le même ordre d'idées, la Préconisation RTCA-309 relative aux futurs systèmes HTAWS, propose des fonctionnalités à prévoir pour ces systèmes dédiés aux hélicoptères.

[0069] Le document XP010668914 (BARNHART et. al.) IEEE, US, Vol. 2 du 12 octobre 2003 pages 9A109-9A113, décrit un TAWS pour hélicoptère. Ce document indique qu'il est classique soit de manœuvrer la commande de roulis et d'ensuite commander un G maximum pour redresser l'aéronef, soit qu'une seconde trajectoire vise à éliminer ces manœuvres d'ailes et à maintenir un angle en mémoire tout en commandant un G maximal, ces deux trajectoires étant identiques (p9A106, col 2). Sur sa figure 4 montrant des trajectoires d'évitement, on voit une droite avant obstacle séparée d'une trajectoire ascensionnelle d'évitement quasiment rectiligne. Selon la page 9A107 col.2, dans une amélioration de navigation par référencement de terrain (TRNE), les données existantes dans l'aéronef (INS, RADALT et GPS) sont fusionnées grâce à un filtre de Kalman multi-niveau, pour tenter de positionner horizontalement l'aéronef par rapport à la base de données terrain.

[0070] Le document US2002036574 décrit un programme d'ordinateur pour système d'alarme de proximité de terrain amélioré d'hélicoptère. sur la figure 6, un temps de réaction observé de 5 secondes et une distance d'arrêt requise en employant 10 degrés d'angle en prise d'altitude ou en maintenant l'altitude initiale, et juxtaposé à une trajectoire rectiligne.

[0071] Le document XP002526709 du 15 septembre 2006 (Section 8 - Appendix/Index ; page 8-23) "Emergency / abnormal and normal procédures from the Airplane Flight Manual Supplement", est un manuel pour l'aide au pilotage par alerte pour l'évitement de terrain, connue sous l'acronyme en langue anglaise « TAWS » (Terrain Avoidance Warning System). Cette aide doit permettre d'indiquer, au fur et à mesure de leur rapprochement, les obstacles dangereux situés en avant de la trajectoire de l'aéronef prévue à un instant donné, dans une zone de danger. Cette indication est opérée par l'affichage de bulles (pop-up) à l'écran.

[0072] Le document XP002526710, FAA « Advisory Circular AC-27-1B-MG-18 » du 24 juin 2005 : « CHAPTER 3 AIRWORTHINESS STANDARDS TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT (page 1) », est un extrait d'une réglementation relative aux systèmes d'alerte pour l'évitement de terrain pour hélicoptères (HTAWS) en vue d'améliorer les systèmes dits « Ground Proximity Warning Systems » ou « GPWS ».

[0073] Le document FR2756256 décrit un indicateur de marge de puissance IPL pour un aéronef à voilure tournante. Cet indicateur est destiné à fournir des informations de marge de puissance disponible sur au moins un moteur et une boîte de transmission de l'aéronef en fonction des conditions de vol. C'est typiquement à partir des organes servant également de source de données en temps réel pour ce type d'indicateur, que l'invention procède à l'élaboration d'alerte. Mais de manière distincte à ce que prévoit ce document, l'invention définit une trajectoire d'évitement avec un tronçon proximal significatif d'un temps de transfert et une courbe d'évitement à tronçon distal en forme de courbe conique.

[0074] Le document EP1726973 décrit un procédé et un dispositif d'aide au pilotage d'un aéronef à basse altitude. Selon une réalisation, une hauteur de garde est prédéterminée par le pilote ou peut être fonction de paramètres de l'aéronef, ce qui lui procure dans ce dernier cas un aspect dynamique.

[0075] Le document FR1374954 propose un pilote automatique pour des vols d'aéronefs à très basse altitude, dans lequel des manœuvres sont limitées dans leurs effets à un minimum déterminé.

[0076] Le document FR2813963 décrit un affichage visuel d'informations d'évitement de collision avec le sol, dans un aéronef et spécialement d'un avion. Un facteur de commande comporte la distance à l'obstacle, mais également la variation de ladite distance, et la direction du vecteur de vitesse, selon qu'elle est ascendante, horizontale ou descendante.

[0077] Pour éviter la surcharge d'informations et d'alarmes lors des phases de décollage et d'atterrissage, certaines informations sont inhibées dans la mesure où le point le plus bas est en dessous d'une altitude choisie et que la proximité de l'aéronef avec sa zone de posé correspond à un critère validé.

[0078] A cette fin, des paramètres statiques et dynamiques sont pris en considération, dont des composantes du vecteur vitesse, et si applicable du vecteur d'accélération. Selon ce document, en phase d'approche, l'axe prédit peut être curviligne et le plan vertical n'est pas forcément plat.

[0079] Le document FR2749545 décrit les fondements d'un système d'Indication de Première Limitation (IPL). Ce système détermine la marge de puissance disponible sur un ou plusieurs moteurs d'un aéronef, en fonction de ses conditions de vol. Le but est de permettre à un pilote de « retirer » l'information pertinente pour le pilotage.

[0080] Par ailleurs, ce document indique que l'information fournie par l'indicateur (IPL), outre l'affichage de visualisation, peut servir d'information de base pour l'élaboration d'une loi d'effort, permettant de prévenir le pilote lorsqu'il s'approche d'une limitation par des moyens physiques : durcissement d'un ressort ou vérin, vibrations par exemple.

[0081] Outre le document FR2749545, les documents FR2749546, FR2755945, FR2756256, FR2772718, FR2809082, FR2902407 et FR2902408 décrivent des caractéristiques propres à des Indicateurs de Première Limitation « IPL », et ont tous été déposés par la Demanderesse. Leur enseignement est intégré à la présente demande, pour éviter les répétitions superflues.

[0082] Le document FR2712251 décrit une aide au pilotage à basse altitude. Pour déterminer les obstacles dangereux et aider à les éviter, la position d'un point d'évitement optimal est calculée notamment à partir du vecteur de vitesse de l'hélicoptère. Un facteur de charge limite à cabrer dépend de la masse de l'hélicoptère notamment. Une alarme sonore est possible, en plus de l'affichage visuel. Une zone de recherche par secteur angulaire est limitée à une distance L de l'hélicoptère.

[0083] Le document FR2853978 décrit un procédé et un dispositif de sécurisation du vol d'un aéronef en conditions de vol aux instruments hors infrastructures de vol aux instruments. On corrige une trajectoire théorique qui prend en compte les possibilités prévisionnelles de l'aéronef de manière à obtenir une route sécurisée que doit suivre l'aéronef. Cette route prend en compte les possibilités actuelles de l'aéronef, à travers des paramètres actuels (masse, performances, configuration) relatifs à l'aéronef; le point de vol actuel (altitude, position par rapport à la trajectoire théorique, vitesse) de l'aéronef; et aussi des paramètres actuels (vent, température, pression) relatifs à l'environnement extérieur.

[0084] Le document FR2886439 décrit une aide au pilotage à basse altitude, pour effectuer un vol contour ou tactique. Pour cette aide, une courbe optimale est déterminée en fonction de la vitesse de l'aéronef.

[0085] Le document US3245076 vise à employer de manière optimale les capacités de manœuvre de l'aéronef dans un pilote automatique.

[0086] Le document US3396391 mentionne le recours à des représentations de l'accélération, ainsi que de facteurs de charge d'un l'aéronef pour calculer un trajet de vol. La vitesse d'un avion est prise en compte pour déterminer une hauteur au sol désirée.

[0087] Le document US6347263 décrit un générateur d'alarme de terrain pour aéronef, qui présente une enveloppe d'alerte avec une limite inférieure formée d'après la moins élevée de valeur entre un angle de direction de vol et un gradient d'ascension possible.

[0088] L'enveloppe d'alerte possède un premier segment entre deux points, et la prédiction d'ascension de l'aéronef est calculée en fonction de divers paramètres, tels que le cabrage prédictible, la portance, la traînée, le poids estimé de l'aéronef.

[0089] Le document US6380870 décrit une détermination de la valeur en distance vers l'avant, pour un vol à grande vitesse, typiquement pour un avion. L'objectif est de rendre le vol le plus constant possible, en opérant une commutation entre une valeur à réaction variable vers une valeur à réaction constante à grande vitesse. Egalement, ceci limite les alertes parasites à faible vitesse.

[0090] Le document US6583733 décrit un système d'alerte de proximité au sol pour hélicoptère, avec un premier mode et un second mode de fonctionnement. Ces modes sont sélectionnés par le pilote. Un affichage destiné au pilote est illustré. Ce système est décrit comme un TAWS ou GPWS, qui intègre les spécificités de vol d'un giravion par rapport à un aéronef à voilure fixe. En outre, l'objectif est d'adapter le système au type de vol en cours, tout en prenant en compte les possibilités instantanées de l'appareil et en limitant les alertes parasites. A cette fin, des informations sont collectées depuis un GPS.

[0091] Le document US7064680 décrit un évitement d'obstacle à balayage frontal (FLTA) pour avion de ligne, qui classiquement fournit des alertes sonores sous forme d'avertissement (e.g. « terrain ») et d'avis (e.g. « Cabrer »). De plus, une fois la manœuvre d'évitement terminée et en fonction d'une projection à l'horizontale de l'avion préalablement ladite cette fin, est émise une alerte sonore avec à la fois un avertissement (e.g. « terrain ») et un avis de fin de danger

(e.g. « clear », c'est-à-dire « clair »).

[0092] Quant à la présente invention, elle vise à proposer une aide au pilotage adaptative, sécuritaire et fiable, en intégrant des données compatibles avec des approximations utiles, ainsi que significatives de la manœuvrabilité instantanée d'un aéronef à voilure tournante, tel qu'un hélicoptère, un aéronef convertible ou un drone.

[0093] Par exemple, une telle aide propose un HTAWS couplé logiquement à un IPL, qui exécute des algorithmes assurant l'intégration des données instantanées de manœuvrabilité, pour émettre des alertes sélectives suffisamment sûres et fiables, en particulier qui ne soient pas surabondantes.

[0094] Les alertes ainsi rendues sélectives, peuvent comporter une alarme sonore dédiée, tout en restant efficaces, confortables c'est-à-dire peu intrusives.

[0095] Par exemple, une telle alarme sonore prend la forme d'un message vocal explicite et contextuel, audible par la personne aux commandes et allégeant son attention pour lui permettre de se concentrer sur les instruments de pilotage à actionner.

[0096] A cet effet, l'invention est définie par les revendications.

[0097] Divers modes de réalisation de procédé selon la revendication 1, de dispositif d'alerte de terrain selon la revendication 7 et d'aéronef à voilure tournante selon la revendication 9 et conformes à l'invention, sont décrits.

[0098] Un exemple de l'invention vise un procédé d'élaboration d'alerte pour l'évitement de terrain par un aéronef à voilure tournante.

[0099] Ce procédé prévoit l'élaboration d'une trajectoire d'évitement qui comporte un tronçon proximal significatif d'un temps de transfert et une courbe d'évitement.

[0100] Ledit tronçon proximal est étendu dans la continuation d'une trajectoire prévue, sur une distance qui traduit une durée applicable minimisée en fonction d'une feuille de route de l'aéronef.

[0101] Ladite courbe d'évitement comporte au moins un tronçon distal de profil conique, accolé au tronçon proximal et calculé en fonction de la manœuvrabilité instantanée de l'aéronef.

[0102] Dans une mise en œuvre du procédé, le tronçon proximal est sensiblement rectiligne.

[0103] Dans une mise en œuvre du procédé, la durée applicable minimisée est en fonction d'une feuille de route et d'un paramètre traduisant le modèle de l'aéronef.

[0104] Suivant une mise en œuvre du procédé, la durée applicable est minimisée en fonction d'une feuille de route, puis par division par au moins un ratio limitatif traduisant un paramètre de vol de l'aéronef.

[0105] Dans une réalisation, la courbe conique est de type propre, telle que parabole, ellipse ou hyperbole.

[0106] Selon une mise en œuvre du procédé, la courbe conique est calculée en temps réel, en fonction de données à jour produites par des équipements de vol, dont une valeur d'accélération verticale possible et / ou une valeur de la masse instantanée de l'aéronef à voilure tournante.

[0107] Un autre exemple de l'invention vise un dispositif d'alerte de terrain.

[0108] Ce dispositif est logiquement couplé à un système indicateur de manœuvrabilité, par exemple un IPL.

[0109] Selon un mode de réalisation, ce dispositif est au moins en partie embarqué, et comporte un équipement de vol avec un ordinateur de vol apte à exécuter un code qui permet la mise en œuvre du procédé ci-dessus.

[0110] Encore un autre exemple de l'invention vise un aéronef à voilure tournante, qui est soit un hélicoptère, soit un aéronef convertible, soit un drone à voilure tournante.

[0111] Selon une réalisation, cet aéronef est apte à mettre en œuvre le procédé évoqué ci-dessus et / ou comporte un dispositif d'alerte de terrain tel que mentionné.

[0112] Cet aéronef possède, dans un mode de réalisation, une alarme sonore prévue pour être déclenchée de manière sélective par l'alerte de terrain.

[0113] L'invention est maintenant décrite en référence des exemples de réalisation, donnés à titre non limitatif et illustrés par les dessins annexés, dans lesquels :

la figure 1 est une vue partielle schématique en perspective d'élévation longitudinale, qui illustre une réalisation d'aéronef à voilure tournante, ici un hélicoptère, équipé et apte à mettre en œuvre l'adaptation d'alertes de terrain conforme à l'invention, notamment en fonction de la manœuvrabilité de cet appareil ; sur cette figure sont représentés à des fins de comparaisons, les temps de transfert (TT) et les courbes d'évitement (CE) selon les techniques connues en partie supérieure (traits en tirets), ainsi que selon l'invention en partie inférieure (traits alternés discontinus) ;

la figure 2 est une vue partielle schématique en perspective d'élévation longitudinale, qui illustre une réalisation d'aéronef à voilure tournante, ici un aéronef convertible, équipé et apte à mettre en œuvre l'adaptation d'alertes de terrain conforme à l'invention ;

la figure 3 est une vue partielle schématique en perspective d'élévation longitudinale, qui illustre une réalisation d'aéronef à voilure tournante, ici un drone et son poste de radiocommande à distance, équipé et apte à mettre en œuvre l'adaptation d'alertes de terrain conforme à l'invention ;

5 la figure 4 est une vue partielle schématique qui illustre une réalisation de dispositif d'alerte de terrain pour d'aéronef à voilure tournante conforme à l'invention ; et

la figure 5 est un graphe logique qui illustre les principales étapes et phases conformes à l'invention, d'une réalisation de procédé d'alerte de terrain pour d'aéronef à voilure tournante, notamment en fonction de la manœuvrabilité de cet appareil.

[0114] Dans l'ensemble des figures 1 à 5, les éléments similaires sont désignés par les mêmes numéros de référence.

[0115] Sur les figures sont représentées trois directions X, Y et Z orthogonales les unes aux autres, qui forment un repère orthogonal X, Y, Z. Lorsque ceci est nécessaire, ce repère X, Y, Z est orthonormé, par exemple pour alléger les calculs

[0116] Une direction X dite longitudinale, correspond aux longueurs ou dimensions principales des structures décrites. Ainsi, la direction longitudinale X définit l'axe d'avancement principal des aéronefs décrits, et la tangente à leur trajectoire instantanée en leur centre de gravité.

[0117] Une autre direction Y dite transversale, correspond aux trajectoires ou coordonnées latérales des structures décrites ; ces directions longitudinale X et transversale Y sont parfois dites horizontales, par simplification.

[0118] Une troisième direction Z est dite d'élévation et correspond aux dimensions en hauteur et altitude des structures décrites : les termes haut / bas ou cabrer / piquer s'y réfèrent ; par simplification, cette direction Z est parfois dite verticale.

[0119] Par exemple, le terme « cabrer » désigne une action sur la trajectoire, qui en rapproche vers le haut la tangente de ladite direction d'élévation, tandis que le terme « piquer » indique un rapprochement vers le bas de la trajectoire vers la direction longitudinale.

[0120] Les directions X et Y définissent conjointement un plan X, Y dit principal à l'intérieur duquel s'inscrit le polygone de sustentation d'un l'aéronef décrit.

[0121] Sur les figures, la référence 1 désigne de façon générale un aéronef à voilure tournante ou giravion, au sens où il possède au moins un rotor 2 de propulsion et sustentation.

[0122] Autrement dit, les aéronefs 1 selon l'invention sont capables de décollages à la verticale et de vols de sustentation. Certains aéronefs 1 conformes à l'invention possèdent plusieurs rotors 2 de propulsion et sustentation, par exemple deux rotors 2 en tandem ou superposés. Une motorisation 44 est bien sûr prévue sur chaque aéronef 1.

[0123] Sur la figure 1, l'aéronef 1 est un giravion, et plus particulièrement un hélicoptère 3 conforme à l'invention, avec un rotor 2 unique de propulsion et sustentation, ainsi qu'un rotor 4 anti-couple sur sa queue.

[0124] Sur la figure 2, l'aéronef 1 est un appareil convertible 5 conforme à l'invention, pourvu de deux rotors 2 de propulsion et sustentation, qui sont orientables.

[0125] La figure 3 montre un aéronef 1 inhabité à voilure tournante, ici un drone 6 et son poste 7 de radiocommande à distance, conformes à l'invention. Ce drone 6 possède un seul rotor 2 de propulsion et sustentation. Certains drones 6 selon l'invention possèdent au moins deux rotors 2, parfois superposés et intégrés à un fuselage 8, par exemple en forme de soucoupe.

[0126] Tous les aéronefs 1, 3, 5 et 6 conformes à l'invention possèdent au moins un équipement 9 électronique de vol, tel que celui qui est schématisé en traits pointillés sur la figure 4.

[0127] Egalement, chaque équipement de vol 9 possède au moins une aide au pilotage telle que les dispositifs d'alerte de terrain 10 représentés sur les figures 1 à 5.

[0128] Ces dispositifs 10 sont des systèmes d'avertissement et d'alarme d'impact, et typiquement mais non exclusivement des TAWS.

[0129] Chaque dispositif 10 d'avertissement et d'alarme d'impact permet de produire et de fournir à la personne (pilote ou opérateur à distance) qui conduit l'aéronef 1, une trajectoire d'évitement désignée en TA sur les figures 1 à 3.

[0130] Dans les exemples, chaque aéronef 1 possède une alarme 45, apte à être déclenchée par le dispositif 10. L'alarme 45 est sonore et / ou à affichage.

[0131] La trajectoire d'évitement TA est ici formée par deux tronçons contigus, dont l'un proximal à l'aéronef 1 qui est sensiblement rectiligne et dont la projection sur un plan transversal et longitudinal (X, Y) traduit le temps de transfert (TT).

[0132] L'autre tronçon de la trajectoire d'évitement TA, dessine au moins en partie et / ou transitoirement une courbe et est distant à l'aéronef 1. On parle de tronçon distal ou curviligne.

[0133] Sur la figure 1, ce tronçon curviligne est étendu de manière continue par rapport au tronçon proximal et présente une projection sur ledit plan transversal et longitudinal (X, Y) qui exprime le temps de parcours par l'aéronef 1 de sa courbe d'évitement (CE).

[0134] Selon l'invention, le tronçon distal comporte, voire s'inscrit entièrement dans, une courbe conique, alors que

dans les trajectoires en pointe de ski, celui-ci est en arc de cercle.

[0135] A ce stade, il paraît donc utile de procéder à quelques rappels sur la notion de courbe conique.

[0136] Les coniques forment une famille de courbes résultant de l'intersection d'un plan avec un cône de révolution. Les coniques sont dites propres, quand le plan sécant n'est pas perpendiculaire à l'axe du cône, et ne passe pas par son sommet. On verra que les tronçons curvilignes de la trajectoire d'évitement TA selon l'invention sont fréquemment de type conique propre.

[0137] On distingue d'ailleurs trois sortes de coniques propres en fonction de l'angle d'inclinaison du plan sécant avec l'axe du cône : les ellipses, les paraboles et les hyperboles. Toutes ces courbes coniques propres peuvent donner le tracé de la courbe d'évitement CE de la trajectoire TA, selon l'invention.

[0138] Si les deux angles sont égaux, la courbe conique est une parabole. Une définition mono focale des coniques implique un foyer et une directrice.

[0139] Plus couramment, une courbe conique est mise en équation algébrique du second ordre, en géométrie analytique affine, en considérant ces coniques comme des courbes planes, c'est-à-dire des courbes dont les coordonnées cartésiennes x et y des points selon X et Y respectivement, sont les solutions d'une équation polynomiale du second degré, de la forme :

$$Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F = 0 ;$$

[0140] Où A , B , C , D , E et F sont des coefficients de la courbe conique.

[0141] Le repère utilisé dans les exemples, est le repère formé par les trois directions orthogonales X , Y , Z , où x , y , z sont les variables des points de la courbe respectivement sur l'un desdits axes ou directions X , Y , Z .

[0142] Si E est non nul, une translation suivant l'axe X des variables y , annule F (F étant le foyer de la parabole). Alors, en posant $p = -A/E$, il est possible d'obtenir l'équation cartésienne réduite d'une parabole écrite : $y = px^2$. Si D est non nul, l'équation réduite d'une parabole s'écrit : $x = qy^2$.

[0143] Dans le cas des paraboles, ces courbes coniques s'obtiennent par l'intersection d'un cône de révolution avec un plan, ladite parabole apparaissant quand ce plan est parallèle à l'une des génératrices dudit cône.

[0144] On considère que la parabole est donnée par son foyer F et sa directrice D . Alors, une projection O est obtenue par projection orthogonale du foyer F sur la directrice D . Un paramètre de la parabole est appelé « p », et correspond à la distance OF , qui forme un segment $[FO]$. Ce segment $[FO]$ présente un milieu S . Alors, dans le repère X , Y , Z (que l'on considère orthonormé), où Z est de même direction et sens que le vecteur \overrightarrow{OF} , on écrit l'équation de la parabole sous la forme : $y = x^2 / 2p$.

[0145] Ces précisions géométriques étant apportées, revenons à l'invention.

[0146] En général, le dispositif d'alerte de terrain 10 est au moins en partie embarqué, au sens où il est essentiellement situé à bord de l'aéronef 1. Cependant, dans des réalisations, des composants d'un tel dispositif 10 selon l'invention sont embarqués tandis que d'autres se trouvent à distance de l'aéronef 1.

[0147] Par exemple, dans le cas particulier d'un drone 6 tel que sur la figure 3, ce dispositif d'alerte 10 est physiquement en partie embarqué à bord de l'aéronef 1, et en partie intégré à son poste 7 de radiocommande, voire déporté par une liaison de transfert de données 11 vers un centre dédié de calcul 12. Cette liaison 11 est une liaison de télécommunication sur la figure 3.

[0148] Outre le dispositif 10 d'alerte, l'équipement de vol 9 comporte diverses autres fonctionnalités telles que des aides à la navigation, un pilotage automatique, un avertisseur de proximité de sol, un évitement d'obstacle à balayage frontal, un algorithme de descente prématurée, un système d'anticollision embarqué, un système d'avertissement de trafic et d'évitement d'abordage, un système de positionnement global, etc.

[0149] Notons d'ores et déjà que l'équipement de vol 9 ainsi que ses sous-ensembles tels que le dispositif 10, fonctionnent de manière itérative et en temps réel.

[0150] Selon l'invention, l'équipement de vol 9 possède ce que l'on appellera ici un système indicateur de manœuvrabilité 13. Lui aussi fonctionne de manière itérative et en temps réel.

[0151] Un tel système indicateur de manœuvrabilité 13 est à même de produire et / ou de fournir diverses données ou paramètres significatifs et contextuels, d'où il est possible grâce aux caractéristiques de l'invention, de disposer d'indicateurs de manœuvrabilité de l'aéronef 1.

[0152] Par la suite, et pour clarifier l'exposé sans pour autant le limiter, on ne considère qu'un seul rotor 2 dit principal, sachant que l'Homme du métier est en mesure de mettre en œuvre l'invention sur le fondement de cet exposé, dans les divers cas où l'aéronef 1 possède plusieurs rotors 2 de propulsion et sustentation.

[0153] En effet, le système 13 prend dès lors en considération tous les rotors 2 de l'aéronef 1, et fournit donc des données traduisant la situation de l'ensemble de cet aéronef.

[0154] Dans les exemples illustrés, le système indicateur de manœuvrabilité 13 comporte un indicateur de première Limitation ou IPL. Evidemment, d'autres systèmes 13 sont compatibles avec l'invention, à partir du moment où ils

EP 2 289 060 B1

fournissent les données nécessaires, dont on verra la teneur plus bas.

[0155] Dans une réalisation, le système indicateur de manœuvrabilité 13 reprend l'enseignement du document FR2756256 de manière à fournir des informations de marge de puissance disponible en fonction des conditions de vol. A partir de paramètres de pilotage et de valeurs des limitations d'utilisation du moteur, est élaboré un indicateur de

5

marge de puissance exprimé en valeur de pas collectif notamment.

[0156] Comme indiqué précédemment, le système 13 à IPL calcule en permanence une marge de puissance disponible, sous la forme de valeur du pas collectif du rotor 2 dit « principal » de l'aéronef 1, qu'il s'agisse de l'hélicoptère 3, du convertible 5 ou du drone 6.

10

[0157] Cette valeur du pas collectif est donc disponible pour l'équipement de vol 9 et en particulier pour le dispositif 10 d'aide au pilotage.

[0158] Cette valeur du pas collectif disponible correspond au produit de l'accélération verticale notée ici « Gz », possible à un instant donné, multipliée par un coefficient K proportionnel à la masse de l'aéronef 1. Le coefficient K est initialisé au décollage, et estimé en temps réel à l'instant choisi.

15

[0159] Dans la mesure où cette valeur Gz est assimilable à une constante lors du calcul de la courbe 24 conique de l'évitement CE, alors cette courbe prend la forme d'une parabole.

[0160] Notons ici que l'équipement 9, tout comme le dispositif 10 et le système 13 comportent au moins un ordinateur 14, programmé en fonction de codes 15 informatiques (Figures 4 et 5).

20

[0161] Notamment dans le dispositif 10 selon l'invention, le code 15 de programmation ou algorithme complet, a été conçu et écrit pour être compatible sans modification substantielle, à un nombre le plus large que possible de modèles d'aéronefs 1. Seules les données ou paramètres injectés dans ce code 15 permettent dès lors l'adaptation de l'invention à chaque type et / ou chaque configuration d'aéronef 1 à voilure tournante.

[0162] Un exemple de fonctionnalité d'alerte de terrain qui prend en compte notamment de la marge de manœuvre de l'aéronef 1, est maintenant exposé en se reportant aux figures 1, 4 et 5.

25

[0163] Sur la figure 1, on voit un terrain 16 au dessus duquel l'aéronef 1 procède à un vol. Dans l'aéronef 1, et plus spécialement dans son équipement 9, est enregistrée une cartographie 17 qui reflète ce terrain 16 de survol.

[0164] Cependant, une partie des enregistrements utiles à l'équipement 9 sont parfois déportés hors de l'aéronef 1, notamment dans le cas du drone 6.

30

[0165] Sur ce terrain 16, se trouve un obstacle 18. De son côté, l'aéronef suit un plan 19 de vol enregistré dans l'équipement 9, selon lequel est définie une trajectoire 20 prévue pour le vol, qui est schématisée sur la figure 1 par une droite, par souci de simplification.

[0166] On voit que l'obstacle 18 est placé sur la trajectoire prévue 20, à une certaine distance 21 en avant de l'aéronef 1, de sorte qu'il existe un risque de collision.

[0167] Comme on l'a vu, l'invention propose d'émettre au moment le plus opportun, une alerte exprimant ce risque, tout en permettant à l'aéronef 1 de voler au plus près possible du terrain 16.

35

[0168] On voit aussi sur la figure 1, une distance d'anticipation 22, c'est-à-dire la distance entre l'obstacle 18 et la position de l'aéronef 1 au moment T0 où l'alerte est émise. On rappelle qu'usuellement, cette distance 22 est calculée en fonction de la vitesse de vol de l'aéronef 1.

[0169] L'alerte n'intervient que si l'obstacle 18 est sur la trajectoire 20 prévue de l'aéronef 1, et à l'intérieur de la distance 22 aussi appelée zone de danger.

40

[0170] Sur la figure 1, la trajectoire d'évitement classique TA en tirets qui correspond au temps de transfert TT abouté à l'arc de cercle CE, montre bien les inconvénients des technologies basées sur la vitesse de vol (souvent vitesse de vol multipliée par un temps de transfert donné, le plus souvent constant).

[0171] En synthèse, la distance d'anticipation est excessive par rapport aux ressources effectives de l'aéronef 1, qui en outre évite l'obstacle 18 en le survolant à une hauteur nettement supérieure à ce que lui impose véritablement le respect des consignes de vol, du contexte réel et de sécurité.

45

[0172] Pour améliorer les systèmes d'alerte de terrain, notamment en réduisant la distance d'anticipation 22, en éliminant également les alertes inutiles et en permettant d'éviter les obstacles au plus près, la marge de manœuvrabilité de l'aéronef 1 est notamment prise en compte selon l'invention.

50

[0173] On a vu que selon l'invention, la valeur de la vitesse de vol n'est pas prépondérante dans la détermination de la trajectoire d'évitement TA, car on prend pour former cette trajectoire TA :

- un temps de transfert TT limité à l'instar du temps de réaction 23 sur la figure 1, par exemple de l'ordre de 0,5 à 2 secondes, ceci correspondant à un tronçon proximal 25, sensiblement rectiligne, derrière lequel on accole ;
- une courbe d'évitement CE en forme de tronçon distal 24 et comportant une courbe conique, par exemple parabolique, qui est fonction de la manœuvrabilité instantanée de l'aéronef 1.

55

[0174] Donc, pour un aéronef 1 fortement manœuvrable et / ou dans un contexte de vol exigeant, la trajectoire d'évitement TA = tronçon 25 + tronçon 24, est courte, c'est-à-dire inscrite dans une distance d'anticipation 22 moins

étendue suivant la direction longitudinale X, que la distance 22 calculée pour un aéronef 1 moins manœuvrable et / ou dans un contexte de vol moins exigeant.

[0175] Par conséquent, ci-dessus, l'alerte de terrain est émise par le dispositif 10 à une distance 22 moindre de l'obstacle 18, dans le premier cas que dans le second.

5 **[0176]** Comme évoqué, le temps de réaction 23 auquel correspond un tronçon proximal 25 est évalué notamment en fonction de la feuille de route 41 du vol effectué par l'aéronef 1.

[0177] Ainsi, si le vol est une mission militaire tactique opérée par un aéronef 1 moderne, léger et puissant, ce temps de réaction 23 sera par exemple de l'ordre de 0,5 à 1 seconde. Si le vol est un simple transport opéré par un aéronef 1 basique de fort tonnage, ce temps de réaction 23 sera par exemple de l'ordre de 1 à 2 secondes.

10 **[0178]** Bien sûr, la valeur finalement fixée de ce temps de réaction 23 peut être d'abord évaluée en fonction notamment de la feuille de vol 41, puis ajustée en fonction de valeurs contextuelles, telles que des paramètres variables significatifs de l'état de l'aéronef 1 à l'orée de l'évitement, par exemple obtenus en temps réel.

[0179] Dans un exemple, le temps de transfert TT / 23 qui définit le tronçon 25 proximal est calculé par le dispositif 10, comme suit.

15 **[0180]** Tout d'abord, une valeur de temps ou durée applicable initialement, comprise entre approximativement 0,5 seconde et 2 secondes, est déterminée en fonction du modèle de l'aéronef 1.

[0181] Puis, une pondération de limitation est effectuée sur cette durée applicable initialement, en fonction de la feuille de route 41. Cette pondération est par exemple une première limitation, telle qu'une division par un premier ratio limitatif.

20 **[0182]** Dans une mise en œuvre, ce premier ratio est de l'ordre de 1 pour un vol de croisière, et de l'ordre de 1,1 à 2 pour un vol militaire tactique. Ceci fournit un temps de transfert TT / 23 qui est pris en compte pour la détermination d'alerte de terrain, par le dispositif 10.

[0183] Dans une autre mise en œuvre, un ajustement est encore apporté pour aboutir à un temps de transfert TT / 23 doublement minoré. Ainsi, le temps TT fourni par division de la durée applicable initialement par le premier ratio, est encore limité par division, cette fois-ci en fonction d'un paramètre traduisant une augmentation du risque acceptable, ici l'expérience de la personne aux commandes de l'aéronef 1.

25 **[0184]** Une mise en œuvre prévoit que paramètre de deuxième limitation traduit le degré d'expertise de pilotage. Si le pilote ou l'opérateur au sol est expérimenté, ce paramètre de deuxième limitation est de l'ordre de 1,1 à 1,3, par exemple 1,25. Si le pilote ou l'opérateur au sol est normalement qualifié, ce paramètre de deuxième limitation est de l'ordre de 1.

30 **[0185]** Une autre mise en œuvre prévoit que paramètre de deuxième limitation traduit le facteur de priorité de la mission. Si la mission est hautement prioritaire, et inclut un risque intrinsèque comme en temps de guerre, le paramètre de deuxième limitation est de l'ordre de 1,1 à 1,2, par exemple 1,15. Si la mission est d'une importance plus courante, ce paramètre de deuxième limitation est de l'ordre de 1.

35 **[0186]** Notons que selon l'invention, le tronçon 25 proximal n'est pas systématiquement rectiligne. En fait, il est obtenu dans certaines réalisations, par continuation de la trajectoire 20 prévue, qu'elle soit droite ou curviligne, durant le temps TT obtenu et noté en 23.

[0187] Ainsi, avec l'invention, il est possible d'améliorer encore la sécurité et la fiabilité de l'alerte d'évitement, en prenant en considération des données qui traduisent à un moment donné, l'état structural véritable de l'aéronef 1, c'est-à-dire de raccourcir encore, si cela est possible, les distances 21 et 22.

40 **[0188]** En effet, pour un aéronef 1 donné, notamment selon les conditions instantanées de fonctionnement (dont les températures et pressions influant sur la motorisation 44) et selon son état instantané de masse, et avec une feuille de route 41 identique, face à un obstacle 18 similaire, posséder des ressources d'évitement distinctes, en termes de temps de réponse et marge d'accélération verticale Gz en particulier.

45 **[0189]** Autrement dit, on veut prendre en compte la performance réelle de l'aéronef 1, à un moment donné, ceci pour éviter toutes les fausses alertes et réduire le plus possible les éloignements par rapport à la trajectoire prévue 20.

[0190] A cette fin, le tronçon conique 24 définit selon l'invention, en abscisse suivant la direction longitudinale X, au moins une partie de la courbe d'évitement CE en fonction d'une valeur de célérité atteignable (par ralentissement admissible) par l'aéronef 1 à l'issue du temps de transfert 23, et en ordonnée en fonction de la capacité d'accélération verticale Gz de cet aéronef 1, à l'issue du temps de transfert 23.

50 **[0191]** Dès lors, la courbe conique 24 est relativement proche de la trajectoire prévue 25 et donc de la direction longitudinale X (dite « horizontale »), si la manœuvrabilité de l'aéronef 1 est faible. Ceci se traduit forcément par un allongement de la distance 22 d'anticipation.

[0192] A l'inverse, la courbe conique 24 est momentanément capable de diverger fortement de la trajectoire prévue 25 et donc de se rapprocher de la direction d'élévation Z (dite « verticale ») en allant vers le haut, si la manœuvrabilité de l'aéronef 1 est élevée. Ceci se traduit forcément par un raccourcissement de la distance 22 d'anticipation.

55 **[0193]** Cette aptitude de l'aéronef 1 à momentanément diverger en cabré de la trajectoire prévue 25, est traduite de manière significative, par une valeur d'augmentation de l'angle 26 du pas collectif du rotor 2 de sustentation et propulsion.

[0194] En particulier, cette valeur d'augmentation de l'angle 26 est appelée marge de pas collectif 27. Ceux-ci sont

représentés schématiquement à la figure 1.

[0195] De tels paramètres de manœuvrabilité, à savoir le pas collectif 26 et la marge de pas collectif 27, sont obtenus de manière judicieuse grâce à une réalisation préférée de l'invention.

[0196] Pour obtenir la marge disponible d'accélération verticale Gz, on couple d'un point de vue logique le dispositif 10 d'aide au pilotage, par exemple un TAWS, avec le système d'alerte d'évitement 13, par exemple un IPL. Ceci est représenté par la flèche 28 sur la figure 4 et ne nécessite que peu ou pas de câblage additionnel, et les moyens supplémentaires de traitement à prévoir dans ce cas, sont le plus souvent limité à du code 15 de programmation de l'ordinateur 14.

[0197] Dans les équations de calcul de la courbe 24 d'évitement, cette marge disponible d'accélération verticale Gz est désignée par ΔGz (delta de Gz). Il se trouve qu'à partir du pas collectif 26, ΔGz définit une augmentation 27 de cet angle de pas, sur les pales du rotor 2.

[0198] Ceci représente une valeur à la fois approximative mais admissible, telle que l'angle 27 correspond à : $\Delta Gz = (K \times Gz)$, où est un coefficient K qui représente la masse instantanée de l'aéronef 1 au moment du calcul, c'est-à-dire à l'instant T0.

[0199] De fait, avec le calcul du coefficient K en fonction de la masse de l'aéronef 1, et puisque la marge 27 ou ΔGz disponible d'accélération verticale Gz traduit la force Fz (voir figure 3) suivant la direction d'élévation Z que le rotor 2 est capable de développer, il est possible de d'obtenir une valeur significative de l'accélération verticale Gz, à partir des paramètres introduits depuis le système 13 vers le dispositif 10.

[0200] A partir de cette valeur instantanée de Gz, cette dernière est introduite dans une fonction conique 24, afin de fournir la courbe d'évitement CE selon l'invention.

[0201] Dans une réalisation, la valeur instantanée de Gz est introduite dans une fonction conique 24 et fournit une ébauche de courbe d'évitement CE, qui est ensuite ajustée en fonction de paramètres de manœuvrabilité ou de données contextuelles additionnelles.

[0202] Notons que la fonction conique 24 de la courbe d'évitement CE, est ainsi fonction de la marge de puissance, ou du moins d'accélération verticale Gz, de l'aéronef 1, à l'instant T0.

[0203] A partir de cet instant T0, se déduisent selon l'invention, le tronçon 25 proximal de transfert, et la fonction conique 24 de la courbe d'évitement CE. La somme des projections 23 du tronçon 25, et d'une projection 29 de la courbe conique 24 d'évitement sur la direction longitudinale X est visiblement moindre que les distances TT et 21 obtenues avec les technologies classiques.

[0204] Dans des modes de réalisation, divers paramètres désignés en 30 sur la figure 4, sont pris en compte et intégrés à l'évaluation de la trajectoire TA d'évitement propre à l'invention, car ils influent la manœuvrabilité de l'aéronef 1, dont :

- son environnement de vol (température et pression atmosphériques ambiantes, altitude, conditions atmosphériques, visibilité, etc.) ;
- sa phase de vol (décollage, croisière, approche, posé, etc.) ;
- son état fonctionnel initial lors du vol donné (état de maintenance, vieillissement, remplissage réservoirs, chargement à bord, équipements embarqués, etc.) ;
- son état instantané (paramètres de fonctionnement à un instant donné, tels que température / pression des fluides et flux, masse totale de l'appareil, puissance motrice disponible, mode de pilotage à vue ou aux instruments, etc.) ;
- sa feuille de route 41 (mission civile ou militaire, tactique ou de simple transport, sauvetage, etc.).

[0205] L'intégration des paramètres 41, 17, 19 et 30 est schématisée par la flèche 31 sur la figure 4. Il s'agit d'un couplage d'un point de vue logique entre le dispositif d'aide au pilotage 10, par exemple un TAWS, avec le système d'alerte 13 indicateur de manœuvrabilité.

[0206] En se reportant à la figure 5, une mise en œuvre du procédé selon l'invention est schématisée et résumée ci-dessous.

[0207] Dans cet exemple, des paramètres instantanés tels que la température 32 à la motorisation 44 de l'aéronef 1, la pression 33 à cette motorisation 44 ainsi que du couple 34 effectif au rotor 2, sont injectés logiquement dans le système 13 indicateur de manœuvrabilité 13, par exemple un IPL.

[0208] Ce procédé est itératif si nécessaire, et l'injection des paramètres 32 à 34 est l'étape de début d'une boucle logique, au temps T0.

[0209] Sur la base de ces paramètres 32, 33 et 34 notamment, le système 13 indicateur de manœuvrabilité 13 calcule une valeur instantanée de marge de puissance disponible, désignée en 35. On a vu plus haut comment ceci est opéré selon l'invention.

EP 2 289 060 B1

[0210] A une étape 36 (illustré par un agencement intégrateur également désigné en 36), des paramètres dits statiques 37 sont intégrés, et en particulier des paramètres 37 traduisant de manière significative le modèle de l'aéronef 1 (mé-morisés au sein de l'équipement 9, par exemple via l'ordinateur 14 ou une liaison 11).

[0211] C'est également à cette étape 36 que sont intégrés comme illustré par la flèche 31, d'autres paramètres significatifs, dont le plan de vol 19.

[0212] L'étape 36 permet en outre la production du temps de transfert $TT = 23$, et donc du tronçon proximal 25.

[0213] A une étape 38 ultérieure, est déduite une marge de pas collectif 27, atteignable à instant T_0 , par l'aéronef 1. On a vu que par approximation satisfaisante, on pouvait dire que la force F_z d'ascension verticale pouvant être développée par le rotor 2 est significative, voire égale, à K fois Gz , ceci étant fonction de la marge 27 de pas collectif. Ceci correspond à l'équation : $F_z = (K \cdot Gz)$.

[0214] Ensuite, à une étape 39, sont définis les tronçons proximal 25 et curvilignes 24 de la courbe d'évitement CE, c'est-à-dire la trajectoire d'évitement TA (qui peut être éventuellement ajustée ultérieurement).

[0215] Cette trajectoire TA, est élaborée de manière à correspondre à l'équation suivante :

$$TA = (TT) + 1 / 2 Gz (TT)^2.$$

[0216] Où le temps TT est égal à la durée 23 calculée.

[0217] A une étape ultérieure 40, on estime les résultats de cette équation dans l'hypothèse d'une courbe transitoire d'évitement (non appliquée autrement que comme valeur transitoire de calcul) qui est circulaire, pour en déduire une valeur R qui définit un rayon de cette courbe transitoire d'évitement.

[0218] On lit alors :

$$(W1)^2 \text{ fois } R = Gz = (V1)^2 / R ;$$

Où : $W1$ (Ω) est l'accélération de l'aéronef 1, et $V1$ sa vitesse.

[0219] Intervient alors une approximation supplémentaire, suite à ce premier calcul, pour dire que puisque : $(W1) = (V1) / R$;

On obtient une courbe conique 24 telle que :

$$R = (V1)^2 / Gz = (V1)^2 / \text{valeur de 27 (marge pas collectif)}.$$

[0220] Notons que si R est infini, la marge 27 est inexistante, c'est-à-dire nulle.

[0221] Comme on l'a vu, pour éviter les alarmes erronées produites dans les giravions par les TAWS actuels, notamment en vol tactique, il est utile que la distance qui définit la zone de danger soit la plus courte possible, tout en maintenant une sécurité maximale.

[0222] Apportons quelques compléments d'information. La puissance mécanique $P(V_z)$, nécessaire pour que l'aéronef 1 produise la force F_z d'ascension, est égale à la somme de la puissance en avancement (selon la direction X) avec la capacité de montée, notée :

$P(V_z) = P(V_x) + (F_n \cdot V_z / 2)$, sachant que F_n est l'effort normal égal au produit de la masse par la gravité, soit ($F_n = Mg$).

[0223] Par ailleurs, pour la sélection entre pas et puissance, il est possible de partir de l'équation :

$$W = A + B [(Col. P) - (Col.P_0)]^2 \cdot [NR / NR_0],$$

où :

NR_0 est la vitesse de rotation du rotor 2 au temps T_0 et NR à l'obtention de la force F_z visée ;

$(Col.P_0)$ est le pas collectif du rotor 2 au temps T_0 ;

$(Col.P)$ est le pas collectif du rotor 2 à l'obtention de la force F_z visée ;

A , B et C sont des constantes dépendant de la vitesse d'avancement V_x de l'aéronef 1.

[0224] En première approximation, on peut dire que le pas collectif actuel $(Col.P_0)$ appliqué correspond à développer

EP 2 289 060 B1

la puissance nécessaire $P(V_x)$ au vol d'avancement, et donc que la marge de puissance va se traduire par une vitesse d'ascension égale à : $(F_n \cdot V_z) / 2$.

[0225] D'après la formule de la puissance $P(V_z)$, la marge de puissance est liée à la marge de pas collectif [(Col. P) - (Col.P0)] sous forme d'une proportionnalité au carré de la marge de pas collectif. Or cette marge de pas collectif est

fournie selon l'invention, par le système 13 indicateur de manœuvrabilité.

[0226] Notons que si seules des valeurs en pourcent (%) de la marge de pas collectif sont disponibles, par exemple en sortie d'un IPL, et que des valeurs sous forme d'une valeur angulaire ou autre unité physique sont désirées, il est possible de relier la puissance à la marge de couple, selon l'équation :

$$W = K (NR) \cdot (M0),$$

où $(M0)$ est le couple à l'instant $(T0)$.

[0227] Dans une mise en œuvre, le système 13 comporte une liaison logique avec un régulateur automatique à pleine autorité redondante de la motorisation 44 (tel qu'un « Full Authority Digital Engine control » ou FADEC) de l'aéronef 1, ce dernier délivrant une valeur de marge de couple disponible, après avoir transformé les marges disponibles (température 32 ou pression 33 par exemple) en valeur instantanée de couple via le modèle mathématique de ladite motorisation 44.

[0228] Dans une telle réalisation, les motorisations 44 sont contrôlées et régulées par ce dispositif de contrôle et de régulation muni d'un calculateur électronique de régulation, dénommé FADEC, qui détermine notamment la position du doseur carburant en fonction d'une part d'une boucle de régulation comportant une boucle primaire basée sur le maintien de la vitesse de rotation du rotor 2 du giravion 1, et d'autre part d'une boucle secondaire basée sur une valeur de consigne du paramètre de pilotage.

[0229] Un FADEC reçoit de plus des signaux relatifs d'une part aux paramètres de surveillance de la motorisation 44 qu'il commande, et, d'autre part à des paramètres de surveillance d'organes importants du giravion 1 tels que la vitesse de rotation du rotor 2 principal d'avancement et de sustentation par exemple.

[0230] Donc ici, le FADEC fait partie voire constitue le système 13 indicateur de manœuvrabilité, pour participer à la fourniture au dispositif 10 des paramètres et données qui lui sont nécessaires. Notamment, le FADEC est intégré à l'ordinateur 14 et de fait, à l'équipement 9 de bord.

[0231] En conséquence, le système 13 transmet alors les valeurs des paramètres de surveillance à un affichage de contrôle et de régulation, agencé dans le cockpit du giravion 2, via une liaison numérique.

[0232] En référence au document FR2749545, cet affichage peut comporter un instrument de première limitation qui identifie et affiche un paramètre limitant, à savoir le paramètre de surveillance le plus proche de sa limite.

[0233] On note que le FADEC peut éventuellement déterminer ce paramètre limitant, l'instrument de première limitation se contentant alors de l'affichage.

[0234] Enfin, le FADEC est à même de déclencher une pluralité d'alarmes si des incidents se produisent, une panne mineure ou totale de la régulation carburant de la motorisation 44 par exemple.

[0235] De plus, le FADEC envoie au système d'affichage des informations via une liaison numérique lorsqu'un paramètre de surveillance du turbomoteur dépasse une limite prédéterminée par le motoriste.

[0236] Par ailleurs, on sait que toute augmentation de pas se traduit par une force verticale du rotor 2, qui correspond instantanément à une accélération orientée suivant la direction Z, et suivant la formule :

$$G_z = K \cdot (\Delta \text{pas}) ;$$

où (Δpas) est ladite variation de pas.

[0237] Dès lors, si on utilise la marge de pas maximale calculée par le système 13, par exemple un IPL, on obtient :

$$G_z = K' \cdot (\Delta S) ;$$

où (ΔS) est la marge de pas fournie.

[0238] Ceci permet d'identifier trois phases distinctes, successives et accolées au sein d'une approximation de la trajectoire d'évitement, en vue du calcul selon l'invention de la trajectoire TA finale, à savoir :

- une phase égale au tronçon proximal 25, correspondant à un vol en pallier ;
- sur la courbe conique, une phase de prise d'altitude avec une accélération sensiblement de l'ordre de la valeur de

Gz ; et

- une phase pseudo-rectiligne, avec une vitesse Vz sensiblement constante et lors de laquelle l'aéronef utilise la puissance motrice maximale disponible.

5

[0239] Cette approximation représente plus fidèlement la capacité véritable d'évitement de l'aéronef 1. Puisqu'on utilise la marge délivrée par le système 13, cette approximation traduit la réalité instantanée en incluant tous les paramètres de masse et d'environnement, de même que le vieillissement de la motorisation 44.

10

[0240] En outre, si l'aéronef 1 dispose d'une quantité importante de marge, ceci permet d'éviter une alerte de terrain, par exemple dans un vol tactique. Par contre, si l'aéronef 1 est déjà en limite de puissance à l'instant T0, l'analyse de terrain sera automatiquement opérée sur une distance 22 plus éloignée vers l'avant de l'aéronef 1.

15

[0241] La commutation d'une distance 22 dite courte choisie quand la puissance disponible était importante, vers une distance 22 plus en avant de l'aéronef 1 lorsque la puissance disponible présente une valeur inférieure à une borne prédéterminée, et inversement, est opérée en temps réel par des mises en œuvre de l'invention. Ceci constitue une étape du procédé de l'invention, dans cette mise en œuvre.

[0242] Dans la pratique, avec l'invention, cette étape de commutation de distance 22 d'anticipation, est opérée en fonction de la cartographie 17 au sein de laquelle on recherche les interactions d'obstacles 18 dans deux secteurs de calcul à l'intérieur d'une valeur maximale de distance d'anticipation, avec une forte marge d'application d'un calcul.

20

[0243] Lors d'une première phase, on considère une trajectoire TA, avec la marge $(\Delta S) = K \cdot (Gz)$. Le pas disponible est évalué à la jointure entre le tronçon proximal 25 et courbe conique 24.

[0244] Le mouvement est mis en équation :

- suivant la direction X, le mouvement Mx est : (Vx) fois la durée (Dx) prévue pour être écoulee entre T0 et le temps à la jointure entre le tronçon proximal 25 et courbe conique 24, soit :

25

$$(Mx) = (Vx) \cdot (Dx) ;$$

- suivant la direction Z, le mouvement (Mz) est : $1 / 2 (Gz)$ fois le carré de la durée prévue pour être écoulee entre T0 et le temps à la jointure entre le tronçon proximal 25 et courbe conique 24, soit :

30

$$(Mz) = (1 / 2) \cdot (Gz) \cdot (Dx)^2 .$$

35

[0245] Donc, on peut écrire que le mouvement suivant la direction Z, est égal à : $1 / 2 (Gz)$ fois $(1 / Vx^2)$, multiplié par la valeur obtenue du mouvement suivant X, c'est-à-dire :

$$(Mz) = (1 / 2) \cdot (1 / Vx^2) \cdot [1 / (K'' \cdot Mx^2)] \cdot (\Delta S).$$

40

[0246] Une telle équation définit un secteur de courbe conique, ici une parabole, dont la caractéristique est liée à la marge exprimée en pas collectif.

[0247] On en déduit qu'au bout d'une durée (T), l'aéronef 1 a atteint une vitesse d'ascension (Vz), telle que :

45

$$(Vz) = (Gz) \cdot (T) \text{ soit : } (T) = (Vz) : (Gz) = [(K'') \cdot (\Delta S)] \cdot (Vz).$$

[0248] Donc, à ce temps (T), on considère qu'une phase secondaire est atteinte, la puissance disponible lors de cette phase secondaire étant faible voire inexistante. Dès lors, la vitesse (Vz) est équilibrée, ce qui correspond à l'ascension à vitesse constante évoquée plus haut.

50

[0249] En se référant alors aux équations précédentes, on peut poser :

$$(K) \cdot (NR) \cdot (MT) = [(Mg) \cdot (Vz)] ;$$

55

où : (MT) est le couple utilisé à l'instant (T).

[0250] Sachant que le système 13 est à même de fournir la marge de couple disponible notée (ΔMT) , on peut obtenir :

$$(Vz) = [(K \cdot NR) \cdot (\Delta MT)] \cdot 2 / (Mg) = K (\Delta MT),$$

et utiliser ces données pour le secteur d'ascension stabilisée.

5 **[0251]** En d'autres termes, on trace une conique, ici en parabole, pour la première phase, jusqu'au temps T lors duquel :

$$T = [(K'') / (\Delta S)] = [(KT) \cdot (\Delta S / \Delta MT)],$$

10 tel que

$$(KT) = [(K'') / 2 \cdot (Mg)] \cdot (K) \cdot (NR).$$

15 **[0252]** Au final, on obtient jusqu'au temps T, une phase du premier secteur en conique, ici parabolique, avec :

$$(Mx) = (Vx) \cdot (Dx)$$

20

$$(Mz) = (K') \cdot (\Delta S) \cdot (Dx)^2.$$

[0253] Pour la phase successive du second secteur, l'ascension s'opère à la vitesse $(Vz) = (K'') \cdot (\Delta MT)$; soit

25

$$(Mx) = [(Vx) \cdot (Dx)]$$

et

30

$$(Mz) = [(K') \cdot (\Delta S \cdot T)]^2 + [(K'') \cdot \Delta MT \cdot (T_0 - T)]^2.$$

35 **[0254]** Une possibilité supplémentaire d'amélioration est prévue, dans une mise en œuvre de l'invention. Pour faciliter les calculs d'interaction avec le terrain 16 via la cartographie 17, on peut utiliser une zone de protection sous forme d'une zone torse linéaire.

[0255] Une pareille zone torse linéaire repose sur une parallèle à la direction longitudinale et à la trajectoire prévue 20, mais dessine une ligne cassée à la place du tracé curviligne obtenu avec les calculs précédents.

40 **[0256]** A partir d'un temps initial T₀, on cherche l'intersection P, entre ladite parallèle à la direction longitudinale et à la trajectoire prévue 20 et une tangente 43 audit tracé curviligne. Ceci est illustré schématiquement sur la figure 3.

[0257] Ce point P possède une position (x_P ; z_P) telle que :

$$z_P = 0 ;$$

45

d'où

50

$$T_1 = T_0 - [(K' \cdot \Delta S \cdot T_0)]^2 / [(K'') \cdot \Delta MT] ;$$

de sorte que :

55

$$x_P = (Vx) \cdot T_1.$$

[0258] En d'autres termes, sur parallèle à la direction longitudinale et à la trajectoire prévue 20, la distance de l'origine à x_P est la marge suivant la direction X.

[0259] La formule $T1 = T0 - [(K' \cdot \Delta S \cdot T0)]^2 / [(K'') \cdot \Delta MT]$ faisant intervenir le rapport entre la marge de sortie du système 13 et la marge de couple de la motorisation 44, le choix de la zone torse linéaire à la place du tracé curviligne initialement calculé, reste parfaitement liée aux marges instantanées de manœuvre de l'aéronef 1. De fait, une telle zone torse rectiligne forme un allègement de calcul significatif et cohérent.

[0260] En effet, cette formule peut aisément être ramenée soit en termes de marge du système 13, soit en termes de marge de couple, suivant le type de système 13 utilisé par le biais des modèles d'aéronefs 1 auxquels recours ce système 13.

[0261] On a vu que l'invention assigne une durée de temps de réaction pilote, par exemple déterminée en fonction du type de vol en cours (e.g. militaire ou civil / phase de croisière ou de vol attentif). Ceci se traduit par un segment de délimitation proximale au giravion 1, de la zone de danger, qui n'est pas exclusivement proportionnel à la vitesse.

[0262] Par ailleurs, la direction (cabrage / piqué) du vecteur de vitesse du giravion 1, ainsi que les ressources du giravion disponibles à un instant donné, sont intégrées aux calculs de délimitation de la zone de danger par l'invention.

[0263] Pour ce faire, une solution proposée consiste à coupler d'un point de vue logique, le TAWS à l'IPL du giravion 1.

[0264] En effet, l'IPL traduit les ressources du giravion 1, disponibles à un instant donné, notamment en termes de puissance, ce sous forme de pas collectif. De fait, il est possible de déduire à l'instant donné, l'accélération verticale, la masse et la direction du vecteur de vitesse du giravion 1.

[0265] En particulier, l'IPL auquel on recours peut correspondre à l'enseignement du document FR2756256 qui décrit un indicateur de marge de puissance où, à partir de paramètres de pilotage et de valeurs des limitations d'utilisation de la motorisation 44, est élaboré un indicateur de marge de puissance exprimé en valeur de pas collectif notamment.

[0266] A partir de ces déductions issues de l'IPL et / ou le FADEC, le TAWS adaptatif calcule une zone de danger raccourcie, délimitée par une courbe de forme conique, tout en maintenant une sécurité maximale.

[0267] Une approche prévoirait :

- de produire une valeur limitée (temps de réaction du pilote court, de l'ordre par exemple de moins d'une seconde pour un vol attentif, à moins de deux secondes pour un vol de croisière, caractérisé par un segment sensiblement proportionnel à la vitesse de l'appareil) de transfert homogène à une durée, c'est-à-dire un temps, qui serait la plus limitée que possible (par exemple en fonction du type de vol, de la phase de vol, de données historiques et d'aptitudes personnelles du pilote dans un pareil contexte) ; et
- d'en déduire une courbe dite pseudo-conique (c'est-à-dire dont la projection dans un plan sensiblement parallèle à une direction longitudinale de l'aéronef et sécante à sa trajectoire à son origine, dessine au moins un secteur de courbe conique, telle que de parabole) d'évitement, qui serait quant à elle, liée notamment à la manœuvrabilité de l'aéronef 1 à voilure tournante, en temps réel.

[0268] L'invention n'est néanmoins pas limitée aux modes de réalisation exposés.

Revendications

1. Procédé d'élaboration d'alerte pour l'évitement de terrain par un aéronef (1) à voilure tournante ; ce procédé prévoyant l'élaboration d'une trajectoire d'évitement (TA) qui comporte un tronçon proximal (25) et une courbe d'évitement (CE), ainsi que l'émission d'une alerte au début du tronçon proximal (25) ;
le tronçon proximal (25) étant étendu dans la continuation d'une trajectoire prévue (20), sur une distance qui traduit un temps de réaction (23) applicable, le temps de réaction (23) applicable étant calculé en déterminant une valeur de temps applicable initialement, qui est attribuée au modèle de l'aéronef (1), et en effectuant une pondération de limitation, qui est prédéfinie par la feuille de route (41) de l'aéronef (1), sur la valeur de temps applicable initialement, afin de minimiser le temps de réaction (23) applicable ; et
la courbe d'évitement (CE) comportant au moins un tronçon distal (24) accolé au tronçon proximal (25) et calculé au moyen d'une fonction conique en utilisant au moins une valeur d'accélération verticale possible (Gz) déterminée à partir d'une augmentation (27) de l'angle du pas collectif d'un ou des rotors (2) de propulsion et sustentation de l'aéronef (1).
2. Procédé selon la revendication 1,
caractérisé en ce que le tronçon proximal (25) est sensiblement rectiligne.
3. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 ou 2,
caractérisé en ce que la pondération de limitation est effectuée par division par au moins un ratio limitatif prédéfini par la feuille de route (41) de l'aéronef (1).

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3,
caractérisé en ce que tronçon distal (24) est de courbe conique, la courbe conique (24) étant de type propre, telle que parabole, ellipse ou hyperbole.
5. Dispositif (10) d'alerte de terrain de mise en œuvre du procédé selon l'une des revendications 1 à 4,
caractérisé en ce que ce dispositif (10) est logiquement couplé à un système (13) indicateur de manœuvrabilité.
6. Dispositif (10) selon la revendication 5,
caractérisé en ce que ce dispositif (10) est au moins en partie embarqué, et comporte un équipement (9) de vol avec un ordinateur de vol (14) apte à exécuter un code (15) qui permet la mise en oeuvre du procédé conforme à l'une des revendications 1 à 4.
7. Aéronef (1) à voilure tournante, de mise en œuvre du procédé selon l'une des revendications 1 à 4,
caractérisé en ce qu'il (1) est un hélicoptère (3) ou un aéronef convertible (5) à voilure tournante ou un drone.
8. Aéronef (1) à voilure tournante,
caractérisé en ce qu'il (1) est apte à mettre en œuvre le procédé conforme à l'une des revendications 1 à 4 et / ou qu'il (1) comporte un dispositif (10) d'alerte de terrain selon l'une des revendications 5 à 6 ; cet aéronef (1) possédant une alarme sonore (45) prévue pour être déclenchée de manière sélective par l'alerte de terrain.

Patentansprüche

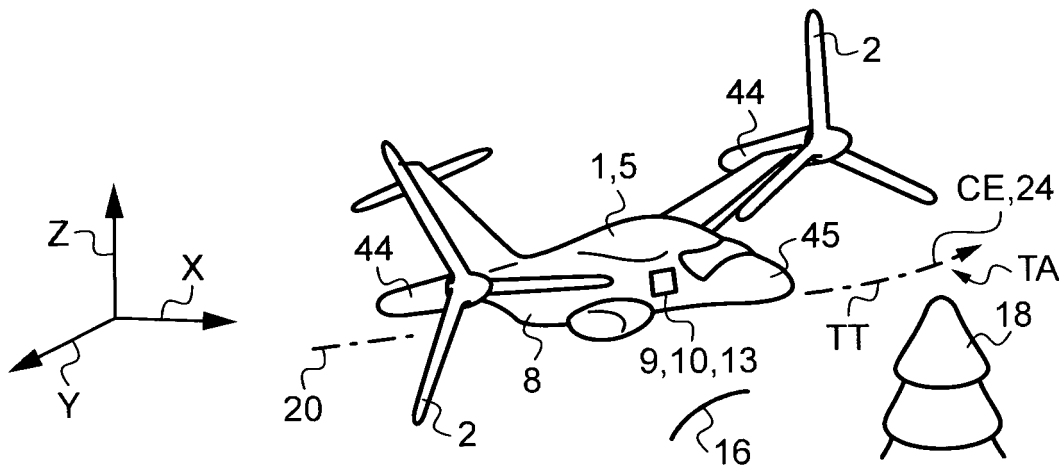
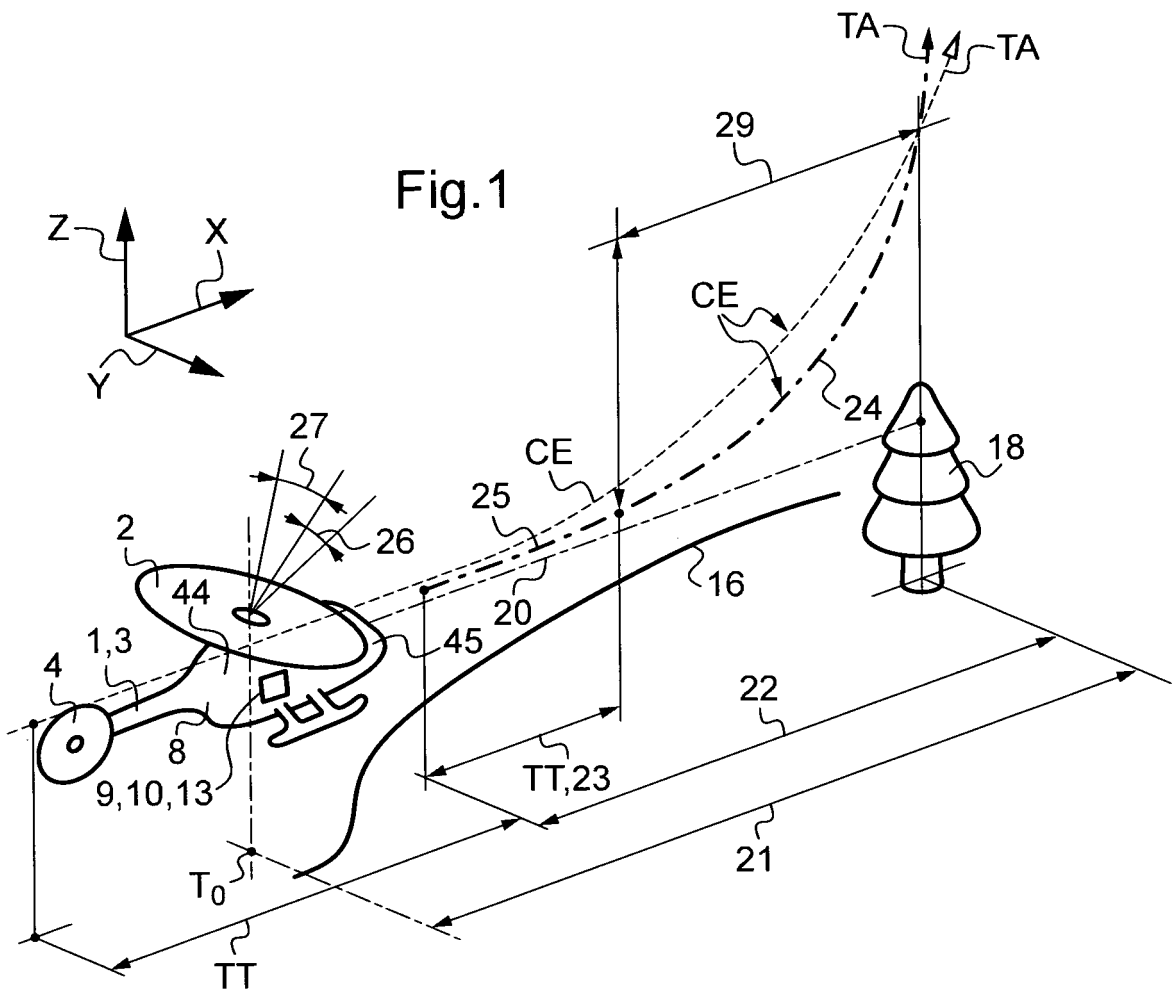
1. Verfahren zum Erzeugen eines Alarms zur Vermeidung von Bodenkontakt durch ein Drehflügelflugzeug (1); wobei das Verfahren das Erzeugen einer Ausweichflugbahn (TA), die einen proximalen Abschnitt (25) und eine Ausweichkurve (CE) umfasst, sowie das Ausgeben eines Alarms zu Beginn des proximalen Abschnitts (25) vorsieht; wobei sich der proximale Abschnitt (25) in Fortsetzung einer vorgesehenen Flugbahn (20) über eine Strecke erstreckt, die einer anwendbaren Reaktionszeit (23) entspricht, wobei die anwendbare Reaktionszeit (23) berechnet wird, indem ein dem Modell des Flugzeugs (1) zugeordneter, anfänglich anwendbarer Zeitwert bestimmt wird und eine durch den Flugwegplan (41) des Flugzeugs (1) vorgegebene Begrenzungsgewichtung an dem anfänglich anwendbaren Zeitwert durchgeführt wird, um die anwendbare Reaktionszeit (23) zu minimieren; und wobei die Ausweichkurve (CE) mindestens einen distalen Abschnitt (24) umfasst, der an den proximalen Abschnitt (25) angrenzt und mittels einer Kegelfunktion unter Verwendung mindestens eines möglichen Vertikalbeschleunigungswertes (Gz) berechnet wird, der aus einer Erhöhung (27) des kollektiven Anstellwinkels eines oder mehrerer Antriebs- und Auftriebsrotoren (2) des Flugzeugs (1) bestimmt wird.
2. Verfahren nach Anspruch 1,
dadurch gekennzeichnet, dass der proximale Abschnitt (25) im Wesentlichen geradlinig ist.
3. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 oder 2,
dadurch gekennzeichnet, dass die Begrenzungsgewichtung durchgeführt wird durch Division durch mindestens ein durch den Flugwegplan (41) des Flugzeugs (1) vorgegebenes Begrenzungsverhältnis.
4. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 3,
dadurch gekennzeichnet, dass der distale Abschnitt (24) von konischer Krümmung ist, wobei die konische Krümmung (24) von eigenem Typ ist, wie z.B. Parabel, Ellipse oder Hyperbel.
5. Bodenkontakt-Warnvorrichtung (10) zur Durchführung des Verfahrens nach einem der Ansprüche 1 bis 4,
dadurch gekennzeichnet, dass die Vorrichtung (10) logisch mit einem Manövrierbarkeitsanzeigesystem (13) gekoppelt ist.
6. Vorrichtung (10) nach Anspruch 5,
dadurch gekennzeichnet, dass sich die Vorrichtung (10) zumindest teilweise an Bord befindet und eine Flugausrüstung (9) mit einem Flugrechner (14) umfasst, der in der Lage ist, einen Code (15) auszuführen, der die Durchführung des Verfahrens gemäß einem der Ansprüche 1 bis 4 ermöglicht.
7. Drehflügelflugzeug (1) zur Durchführung des Verfahrens nach einem der Ansprüche 1 bis 4,
dadurch gekennzeichnet, dass es (1) ein Hubschrauber (3) oder ein konvertierbares Drehflügelflugzeug (5) oder

eine Drohne ist.

8. Drehflügelflugzeug (1),
dadurch gekennzeichnet, dass es (1) in der Lage ist, das Verfahren gemäß einem der Ansprüche 1 bis 4 durchzuführen und/oder dass es (1) eine Bodenkontakt-Warnvorrichtung (10) nach einem der Ansprüche 5 bis 6 umfasst; wobei das Flugzeug (1) einen akustischen Alarm (45) aufweist, der dazu bestimmt ist, selektiv durch die Bodenkontakt-Warnung ausgelöst zu werden.

Claims

1. Method for elaborating a warning for terrain avoidance by a rotary wing aircraft (1); said method comprising elaborating an avoidance trajectory (TA) that comprises a proximal segment (25) and an avoidance curve (CE), and issuing a warning at the start of the proximal segment (25);
the proximal segment (25) extending in the continuation of a planned trajectory (20) over a distance which translates into an applicable reaction time (23), the applicable reaction time (23) being calculated by determining an initially applicable time value which is assigned to the model of the aircraft (1), and by carrying out limitation weighting, which is predefined by the roadmap (41) of the aircraft (1), on the initially applicable time value in order to minimise the applicable reaction time (23); and
the avoidance curve (CE) comprising at least one distal segment (24) that connects the proximal segment (25) and that is calculated by means of a conic function using at least one possible vertical acceleration value (Gz) determined from an increase (27) in the collective pitch angle of one or more propulsion and lift rotors (2) of the aircraft (1).
2. Method according to claim 1, **characterized in that** the proximal segment (25) is substantially straight.
3. Method according to either claim 1 or claim 2, **characterized in that** the limitation weighting is operated by dividing by at least one limiting ratio predefined by the roadmap (41) of the aircraft (1).
4. Method according to any of claims 1 to 3, **characterized in that** the distal segment (24) is a conic curve, the conic curve (24) being of a proper type, such as a parabola, ellipse or hyperbola.
5. Terrain warning device (10) for implementing the method according to any of claims 1 to 4, **characterized in that** said device (10) is logically coupled to a system (13) that indicates manoeuvrability.
6. Device (10) according to claim 5, **characterized in that** said device (10) is at least partly on-board, and comprises a flight apparatus (9) that has a flight computer (14) capable of executing a code (15) which allows the method according to any of claims 1 to 4 to be implemented.
7. Rotary wing aircraft (1) for implementing the method according to any of claims 1 to 4, **characterized in that** it (1) is a helicopter (3) or a convertible rotary wing aircraft (5) or a drone.
8. Rotary wing aircraft (1), **characterized in that** it (1) is capable of implementing the method according to any of claims 1 to 4 and/or **in that** it (1) comprises a terrain warning device (10) according to either one of claim 5 or claim 6; said aircraft (1) having an audible alarm (45) intended for being selectively triggered by the terrain warning.



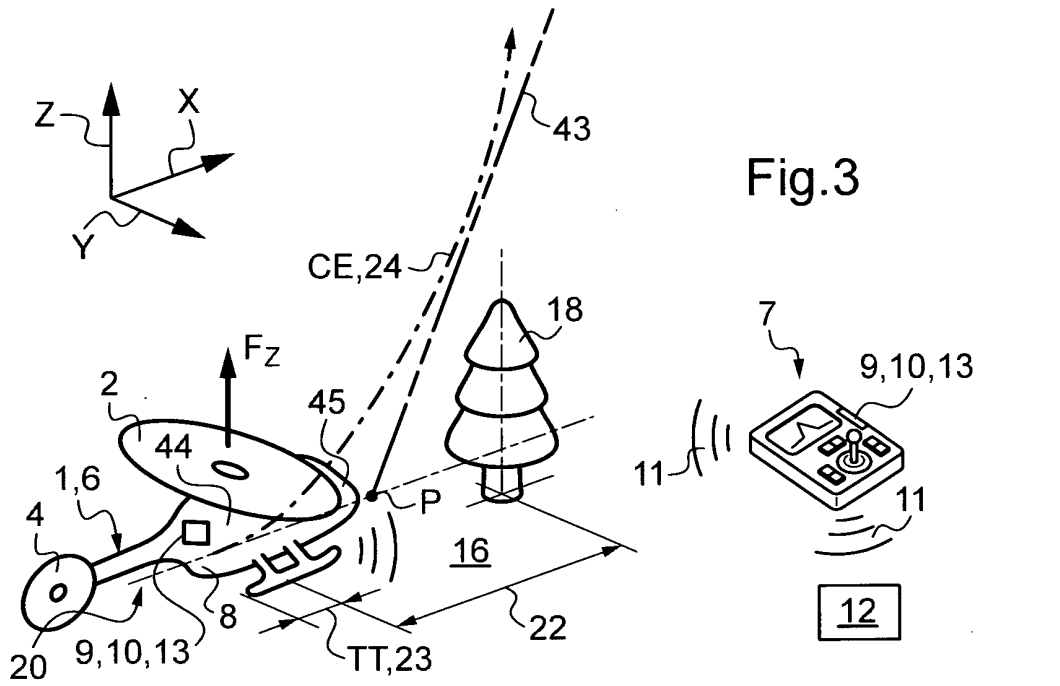


Fig.3

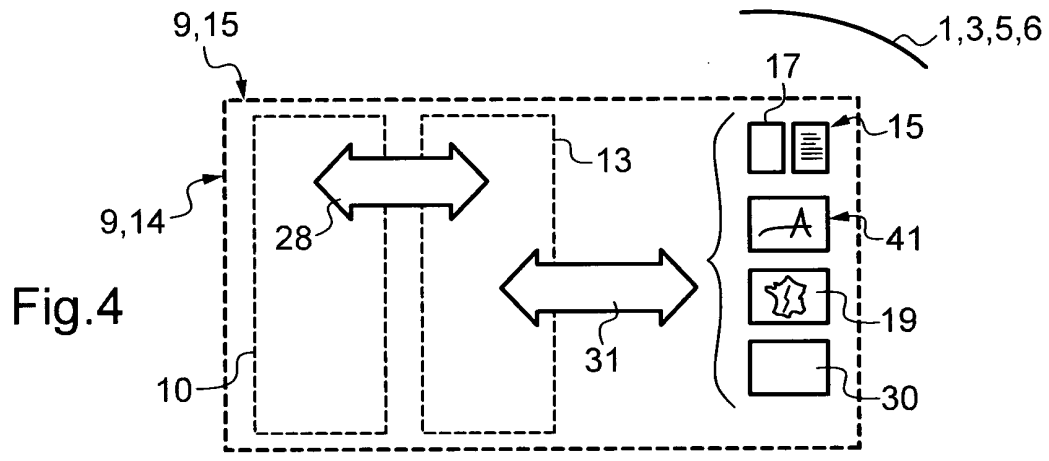


Fig.4

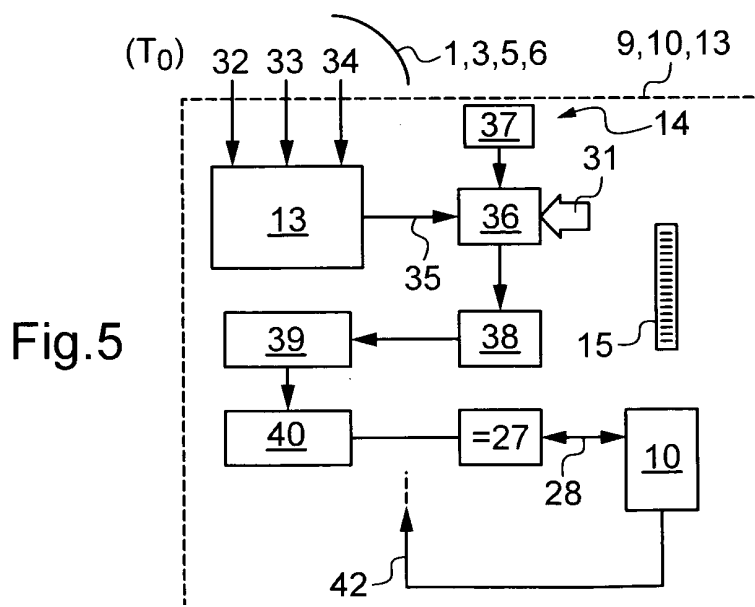


Fig.5

RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.

Documents brevets cités dans la description

- EP 0750238 A [0011] [0013] [0066]
- US 5892462 A [0011] [0066]
- US 2002036574 A [0070]
- FR 2756256 [0073] [0081] [0155] [0265]
- EP 1726973 A [0074]
- FR 1374954 [0075]
- FR 2813963 [0076]
- FR 2749545 [0079] [0081] [0232]
- FR 2749546 [0081]
- FR 2755945 [0081]
- FR 2772718 [0081]
- FR 2809082 [0081]
- FR 2902407 [0081]
- FR 2902408 [0081]
- FR 2712251 [0082]
- FR 2853978 [0083]
- FR 2886439 [0084]
- US 3245076 A [0085]
- US 3396391 A [0086]
- US 6347263 B [0087]
- US 6380870 B [0089]
- US 6583733 B [0090]
- US 7064680 B [0091]

Littérature non-brevet citée dans la description

- **BARNHART.** TAWS pour hélicoptère. IEEE, 12 Octobre 2003, vol. 2, 9A109-9A113 [0069]
- *Emergency / anormal and normal procédures from the Airplane Flight Manual Supplement*, 15 Septembre 2006, 8-23 [0071]
- Advisory Circular AC-27-1B-MG-18. AIRWORTHINESS STANDARDS TRANSPORT CATEGORY ROTORCRAFT. 24 Juin 2005, 1 [0072]