

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

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

2 951 296

②1 N° d'enregistrement national : **09 04846**

⑤1 Int Cl⁸ : **G 06 F 19/00** (2006.01), G 01 C 21/00, B 64 D 45/00

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 09.10.09.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 15.04.11 Bulletin 11/15.

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

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

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

⑦2 Inventeur(s) : FLEURY STEPHANE, FLOTTE
LAURENT, MARTY NICOLAS et RAKOTOARISOA
ERICK.

⑦3 Titulaire(s) : THALES Société anonyme.

⑦4 Mandataire(s) : MARKS & CLERK FRANCE.

⑤4 **PROCEDE DE CALCUL D'ALERTE POUR UN SYSTEME AVERTISSEUR DE PROXIMITE DU SOL D'UN
AERONEF.**

⑤7 L'invention concerne un procédé de calcul d'alertes pour un système avertisseur de proximité d'obstructions d'un aéronef comportant une étape de détection de situation de vol à risque pouvant déclencher une alerte en fonction d'un signal de donnée (1) représentant l'évolution de la hauteur au dessous de l'aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte également, préalablement à l'étape de détection, une étape de transformation du signal de donnée (1) représentant l'évolution de la hauteur en fonction d'informations représentatives du profil vertical des obstructions (6) au dessous de l'aéronef.

FR 2 951 296 - A1



PROCEDE DE CALCUL D'ALERTE POUR UN SYSTEME AVERTISSEUR DE PROXIMITE DU SOL D'UN AERONEF

5 La présente invention est relative au procédé de calcul d'alerte pour un système avertisseur de proximité du sol.

 Les systèmes avertisseurs de proximité du sol ont pour but de prévenir les accidents aéronautiques dans lesquels un aéronef resté
10 manoeuvrable s'écrase au sol, accidents connus dans la littérature technique sous l'acronyme CFIT tiré de l'expression anglo-saxonne "Controlled Flight Into Terrain".

 Les premiers systèmes avertisseurs de proximité du sol connus sous le nom de GPWS (acronyme de l'expression anglo-saxonne : "Ground
15 proximity Warning System") ne situaient pas sur une carte, les reliefs ou obstacles au sol menaçants car ils ne prenaient en compte que les conditions de vol de l'aéronef. C'est ce qu'on appelle les fonctions d'alerte en mode dit « réactif ». Comme ils posaient un problème d'ajustement de leur sensibilité, un compromis devant être recherché entre un déclenchement à
20 temps à chaque vrai risque de collision avec le sol et un minimum de fausses alarmes, on a rapidement cherché à les perfectionner en ajoutant aux informations prises en compte, des données de navigation et des cartes du relief extraites de bases de données topographiques embarquées ou accessibles de l'aéronef en vol. C'est ainsi que sont apparus des systèmes
25 avertisseurs de proximité du sol appelés TAWS (acronyme tiré de l'expression l'anglo-saxonne : "Terrain Awareness Warning System") remplissant en plus des fonctions GPWS habituelles, une fonction additionnelle d'alerte prédictive de risques de collision avec le relief ou avec des obstacles au sol consistant à alerter l'équipage de l'aéronef lorsque la
30 trajectoire prévisible à court terme de l'aéronef peut rencontrer le sol ou un obstacle au sol. C'est ce qu'on appelle les fonctions d'alerte en mode dit « prédictif ».

 L'un des critères permettant de juger la qualité d'un TAWS
35 consiste en son taux de nuisance. On appelle nuisance, une alerte qui est

2

générée par le TAWS alors que l'appareil se trouve dans une situation telle que les marges opérationnelles sont respectées.

La plupart des nuisances observées lors de l'utilisation d'un TAWS
5 sont issues des modes dits « réactifs ». Plus précisément, il existe par exemple un mode de détection d'alerte qui consiste à comparer la combinaison hauteur par rapport au taux de descente de l'appareil à un abaque. Il existe aussi un second mode de détection d'alerte qui consiste à comparer la hauteur et la variation de la hauteur. Pour chacun de ces modes,
10 une alerte est produite lorsque la combinaison des deux paramètres d'entrée est considérée comme anormale. Ces deux modes sont donc basés entre autres sur l'utilisation d'une radio sonde qui mesure la hauteur séparant l'appareil du relief (ou obstacle) situé en dessous de lui.

15 De part le type de mission réalisées (transport de blessés d'un hôpital à un autre, transport de VIP, surveillance du trafic, mission de police), l'hélicoptère est un appareil amené à évoluer régulièrement en zone urbaine. Lors du survol d'habitations ou de constructions de type buildings, la radio sonde observe donc régulièrement des variations importantes et sur des laps
20 de temps très bref de la radio altitude de l'appareil. Ces variations brusques peuvent suffire à déclencher une alerte réactive alors que les marges opérationnelles sont tout à fait satisfaisantes. Ces alertes sont donc considérées comme des nuisances par l'équipage qui peut être tenté de désactiver le système TAWS, se privant par la même du filet de sécurité
25 offert par la fonction.

Les modes réactifs ne tiennent pas compte de la nature de l'environnement dans lequel évolue l'appareil. Pour des conditions de vitesse et de radio altitude et pour un relief donné, les alertes réactives seront
30 générées de la même manière, que l'appareil se trouve au milieu d'une zone densément peuplée en termes d'obstacles (par exemple la ville de New York) ou qu'il se trouve au milieu d'une zone désertique (par exemple le Sahara). De plus, les modes réactifs utilisent directement les données issues des capteurs de l'appareil. Celles-ci sont plus ou moins filtrées en fonction du

porteur et du type de capteur. Ce filtrage est généralement le même pour tous les systèmes utilisant la donnée produite.

On connaît le document brevet 0701796 décrivant un procédé de
5 réduction des nuisances d'alerte anticollision avec des obstacles pour les modes prédictifs. Ce procédé consiste à calculer un coefficient de pondération de la durée d'une enveloppe de protection au devant de l'aéronef en fonction de la densité d'obstacle.

10 L'invention vise à réduire les nuisances d'alertes des systèmes avertisseurs de proximité du sol lorsque l'aéronef se déplace en zone de forte densité d'obstacles.

Plus précisément, l'invention est un procédé de calcul d'alertes
15 pour un système avertisseur de proximité d'obstructions d'un aéronef comportant une étape de détection de situation de vol à risque pouvant déclencher une alerte en fonction d'un signal de donnée représentant l'évolution de la hauteur au dessous de l'aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte également, préalablement à l'étape de détection, une étape de
20 transformation du signal de donnée, représentant l'évolution de la hauteur, en fonction d'informations représentatives du profil vertical des obstructions au dessous de l'aéronef.

De préférence, la transformation du signal est réalisée par une fonction de filtrage définie par au moins deux paramètres de filtrage, un
25 paramètre de gain et une fréquence de coupure.

Selon un premier mode de paramétrage, les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'au moins deux informations représentant chacune un type de mission et définissant des paramètres de filtrage distincts pour chaque mission. Un type de mission est souvent lié à
30 une densité d'obstacles particulière d'une zone de vol.

Selon un second mode de paramétrage, les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'au moins deux informations représentant chacune une densité d'obstacles.

Selon un troisième mode de paramétrage, les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'une information représentant la densité d'obstacles au dessous de l'aéronef.

5 Selon un quatrième mode de paramétrage, les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'une information représentant la vitesse moyenne de l'aéronef sur une durée brève précédant la date instantanée.

10 Selon l'une quelconque des variantes de l'invention, lorsque l'aéronef est localisé à l'intérieur d'un volume d'un obstacle tel que défini dans la base de donnée obstacle de l'aéronef, les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'une information représentant une densité d'obstacles maximale.

15 Le procédé selon l'invention permet de réduire significativement les nuisances d'alertes en proposant une transformation du signal de radio-altitude selon la situation de vol courante. Ainsi, l'équipage peut continuer à opérer à faible hauteur et dans des zones à forte densité d'obstacles en maintenant un bon niveau de confiance dans les alertes produites par le système avertisseur de proximité du sol.

20

L'invention sera mieux comprise et d'autres avantages apparaîtront à la lecture de la description qui va suivre donnée à titre non limitatif et grâce aux figures annexées parmi lesquelles :

25 La figure 1 représente deux courbes de signal de donnée représentant la radio-altitude lors du passage de l'aéronef au dessus d'un obstacle de type bâtiment. Une première courbe représente le signal sans transformation selon le procédé et une seconde courbe représente le signal après transformation selon le procédé.

30 La figure 2 représente un échantillon de base de données de densité d'obstacle pour une zone de vol.

La figure 3 représente une situation de vol durant laquelle l'aéronef est localisé dans un volume correspondant à un obstacle tel que configuré dans la base de données.

35

L'invention s'applique aux systèmes avertisseurs de proximité du sol embarqués dans les aéronefs. Ces systèmes intègrent des modes réactifs qui, en comparant périodiquement certains des paramètres courants de l'appareil (radio altitude, vertical speed...) à différents abaques, déterminent si la situation actuelle de l'aéronef est une situation normale ou si elle est potentiellement dangereuse. Dans ce dernier cas, une alerte, limitée à un message oral, est générée pour informer l'équipage. Le système comporte des moyens de calcul pour mettre en œuvre une fonction de détection de situation de vol à risque utilisant des abaques. Selon les modes activés ou utilisés, ces abaques comparent la donnée de radio altitude avec par exemple la vitesse de l'aéronef ou la variation de la radio altitude. Lorsqu'une alerte est détectée, le système déclenche une alerte orale et/ou visuelle sur l'interface entre le cockpit et l'équipage.

Pour mettre en œuvre les fonctions de calcul d'alerte, le système comprend des interfaces de données d'entrée de différents types. Parmi ces données, le système comprend une interface avec les systèmes avioniques permettant d'obtenir des informations de données de vol telles que la vitesse sol, la vitesse verticale et la radio altitude correspondant à la distance entre l'aéronef et l'élément le plus proche situé sous l'appareil, c'est-à-dire le sol ou le cas échéant un obstacle, la position de l'appareil etc... Le système comprend également une interface permettant d'obtenir une information représentant le type de mission réalisée. Cette information peut être utile car le type de mission fournit une indication sur les situations de vol auxquelles l'aéronef sera confronté. L'information provient soit d'une saisie de la part de l'équipage soit elle est déterminée automatiquement par un dispositif à partir des paramètres de vol courante de l'aéronef. De plus, le système peut comprendre une interface avec une base de données terrain et/ou obstacles. La figure 2 illustre un échantillon 8 de la base de données pour une zone de vol donnée. Cette base de données contient la liste des obstacles situés autour de l'appareil. Elle est subdivisée en région d'égales surfaces. La surface de ces régions dépend du type de porteur envisagé. Chacune de ces régions contient un chiffre de 1 à N indiquant la densité moyenne d'obstacles présents sur la dite région. A chacune de ces densités correspond une distance de séparation moyenne d. Les bases de données de densité

d'obstacles fournissent des informations représentatives du profil d'obstruction présent sur la zone de vol. De plus un profil vertical particulier d'obstacles correspond souvent à un type de mission.

5 Les modes réactifs de surveillance sont basés sur la donnée de radio altitude. Le procédé de calcul d'alertes du système avertisseur de proximité d'obstructions comprend une première étape de transformation du signal de donnée représentant l'évolution de la hauteur au dessous de l'aéronef. Ce signal de donnée représente la radio altitude en fonction du
10 temps durant le vol ou aussi en fonction de la distance parcourue par l'aéronef. La figure 1 représente un premier signal 1 de radio altitude en amont des étapes de traitement du procédé de calcul d'alerte et un second signal 2 de radio altitude en aval de l'étape de transformation du signal. Le signal représenté correspond à l'évolution de la radio altitude 5 durant la
15 partie d'une mission de vol d'un aéronef survolant un obstacle 6. Lors de cette partie de mission de vol, l'aéronef respecte la marge de vol opérationnelle et par conséquent la situation de vol ne présente pas de risque. Le système avertisseur ne doit alors pas générer une alerte pour cette situation de vol. Le procédé de calcul d'alerte comprend une étape de
20 détection de situation de vol à risque réalisée, selon un premier mode de détection, au moyen d'un abaque 7 comparant par exemple le signal de radio altitude 1 Ra avec la variation de ce même signal de radio altitude. Cet abaque définit une zone 71 dans laquelle la combinaison du signal de radio altitude et de sa dérivée est considérée comme anormale ou à risque. Ainsi,
25 si la fonction de détection de situation de vol à risque était réalisée sur le signal de radio altitude brut, c'est-à-dire sur le signal avant l'étape de transformation du signal, alors la situation 3 comprise dans la zone 71 de situations anormales serait détectée par le procédé de calcul d'alerte et une alerte serait générée. Cette situation serait assimilée à une nuisance car les
30 marges opérationnelles sont respectées. Le déclenchement de l'alerte serait dû à la variation subite de radio altitude à cause d'un bâtiment 6.

Pour éviter l'apparition de nuisance d'alerte, le procédé réalise une étape de transformation du signal de radio altitude 1 afin de transmettre
35 le signal de radio altitude 2 pour la réalisation de la fonction de détection de

situation de vol à risque. Cette étape de transformation adapte le signal de radio altitude aux particularités du profil d'obstruction de la zone de vol courante, notamment pour les situations de vol en basse altitude dans les zones urbaines caractérisées par la présence d'obstacles 6 présentant un rapport entre la hauteur et la dimension de la base assez élevé. En outre, la fonction de transformation du signal a pour but de réduire l'influence des obstacles sur le signal de radio altitude. Pour cela, une fonction de filtrage fréquentiel du signal permet de réduire les nuisances causées par ces obstacles. Selon la situation de vol, la fonction de filtrage mise en œuvre est de type filtre passe-haut, ou filtre moyennneur ou filtre passe-bande.

Un filtre fréquentiel est défini par un paramètre de gain et une ou deux fréquences de coupure. Pour cela, le procédé comporte une étape de paramétrage du filtre en fonction de la situation de vol en cours. Plus précisément, une situation de vol est définie principalement par la densité des obstacles survolés sur la zone de vol. Le paramétrage de la fonction de filtrage peut être réalisé selon divers mode de réalisation dépendant du degré de complexité et de la richesse de la solution voulue.

Dans un premier mode de réalisation, les fréquences de coupure et le gain du filtre sont associés à un type de mission de vol. On peut par exemple citer trois niveaux de paramétrage, chacun des niveaux étant optimal pour une mission donnée. Un premier niveau de paramétrage, pour le paramètre de gain $K1$ et les paramètres de fréquence de coupure $F1$ et $F1'$, peut être lié à une mission dite « Offshore » dédiée aux missions se déroulant autour d'une plate-forme pétrolière. Un second niveau de paramétrage, pour le paramètre de gain $K2$ et les paramètres de fréquence de coupure $F2$ et $F2'$, peut être lié à une mission dite « EMS » dédiée aux missions de sauvetage. Un troisième niveau de paramétrage, pour le paramètre de gain $K3$ et les paramètres de fréquence de coupure $F3$ et $F3'$, peut être lié à une mission dite « Métropolitain » dédiée aux missions en zone urbaine. D'autres niveaux de paramétrage peuvent être configurés dans le système de surveillance, l'invention ne se limitant pas à ces derniers niveaux cités.

Dans un second mode de réalisation, les fréquences de coupure et le gain du filtre sont associés à une densité d'obstacles. Une pluralité de niveaux de densités est configurée dans le système de surveillance et des paramètres de filtrage sont ainsi associés à chacun des niveaux de paramétrage. Un premier niveau de paramétrage, pour le paramètre de gain K1 et les paramètres de fréquence de coupure F1 et F1', peut être lié à une densité d'obstacle de niveau 1. Un second niveau de paramétrage, pour le paramètre de gain K2 et les paramètres de fréquence de coupure F2 et F2', peut être lié à une densité d'obstacle de niveau 2. Un troisième niveau de paramétrage, pour le paramètre de gain K3 et les paramètres de fréquence de coupure F3 et F3', peut être lié à une densité d'obstacle de niveau 3. D'autres niveaux de paramétrage peuvent être configurés dans le système de surveillance, l'invention ne se limitant pas à ces derniers niveaux cités. Selon ces deux derniers modes de réalisation, les paramètres de filtrage sont associés à des niveaux de paramétrage préétablis dans le système que l'équipage peut sélectionner.

Dans un troisième mode de réalisation, les fréquences de coupure et le gain du filtre sont déterminés automatiquement et en temps réel en fonction de paramètres de vol courant tels que la vitesse de l'aéronef et la densité d'obstacle courante. En particulier, le gain est déterminé en fonction de la densité des obstacles de la zone de vol courante. Le gain peut aussi être pondéré suivant le type de mission réalisé par l'appareil. La densité d'obstacle considérée est la densité d'obstacle la plus élevée située dans un rayon inférieur à une distance donnée. En calant le filtrage sur la fréquence d'apparition des obstacles la plus élevée, on réduira de fait l'influence des obstacles plus clairsemés. Les fréquences de coupure du filtre sont quant à elles calculées automatiquement et en temps réel en fonction de la densité d'obstacle et de la vitesse de l'appareil. Pour déterminer les fréquences de coupure, on considère que les obstacles associés à une densité N sont régulièrement répartis sur la zone de vol et distant l'un de l'autre en moyenne d'une distance d. L'intervalle de temps séparant deux obstacles est donc de $t = d/G_s$ où G_s est la vitesse sol moyenne de l'appareil sur les s dernières secondes. La fréquence associée est donc égale à $1/t$. Les différentes

fréquences utilisées correspondent à $d \pm \sigma$, $d \pm 2\sigma$, Où σ représente l'écart type associé à la distance moyenne d pour la densité N .

La figure 3 illustre une situation de vol durant laquelle l'aéronef 11
5 est localisé dans un volume 10 correspondant à un obstacle 12 tel que
configuré dans la base de données. Dans ce cas de situation de vol, sans
transformation du signal de radio altitude des alertes se déclencheraient
mais seraient considérées par l'équipage comme étant des alertes parasites.
Ce type de situation peut se produire car généralement les obstacles sont
10 définis dans les bases de données par des volumes supérieurs à leur
dimension réelle. Pour cela, dans le procédé selon l'invention, les
paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'une information
représentant une densité d'obstacles maximale, c'est à dire que le paramètre
de gain et de fréquence de coupure sont calculés selon une valeur de
15 densité d'obstacle la plus élevée qu'il soit possible de définir dans les bases
de données de densités d'obstacle. Ainsi lorsque les paramètres de filtrage
sont calculés en prenant en compte une densité maximale, le filtrage qui en
découle réduit au maximum l'impact de la variation du signal de radio altitude
empêchant ainsi le déclenchement des alertes parasites issues du mode
20 réactif.

Les fonctions réalisant le paramétrage du filtrage et l'étape de
filtrage peuvent être implémentées par un calculateur intégré au système
avertisseur de proximité d'obstructions, c'est-à-dire le même calculateur
25 réalisant les fonctions de calcul d'alertes réactives et prédictives. Dans un
autre mode de réalisation matérielle, les fonctions réalisant le paramétrage
du filtrage et l'étape de filtrage peuvent être implémentées par un calculateur
indépendant du calculateur réalisant les fonctions de calcul d'alertes
réactives et prédictives. Dans ce dernier mode de réalisation, ce calculateur
30 indépendant fournit le signal de radio altitude transformé au calculateur
d'alertes.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de calcul d'alertes pour un système avertisseur de proximité d'obstructions d'un aéronef comportant une étape de détection de situation de vol à risque pouvant déclencher une alerte en fonction d'un signal de donnée (1) représentant l'évolution de la hauteur (5) au dessous de l'aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte également, préalablement à l'étape de détection, une étape de transformation du signal de donnée (1), représentant l'évolution de la hauteur, en fonction d'informations (8) représentatives du profil vertical des obstructions (6) au dessous de l'aéronef.

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que la transformation du signal est réalisée par une fonction de filtrage définie par au moins deux paramètres de filtrage, un paramètre de gain et une fréquence de coupure.

3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'au moins deux informations représentant chacune un type de mission et définissant des paramètres de filtrage distincts pour chaque mission.

4. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'au moins deux informations représentant chacune une densité d'obstacles.

5. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'une information représentant la densité d'obstacles au dessous de l'aéronef.

6. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'une information représentant la vitesse moyenne de l'aéronef sur une durée brève précédant la date instantanée.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que, lorsque l'aéronef (11) est localisé à l'intérieur d'un volume (10) d'un obstacle (12) tel que défini dans la base de donnée obstacle de l'aéronef, les paramètres de filtrage actifs sont déterminés en fonction d'une information représentant une densité d'obstacles maximale.

1/2

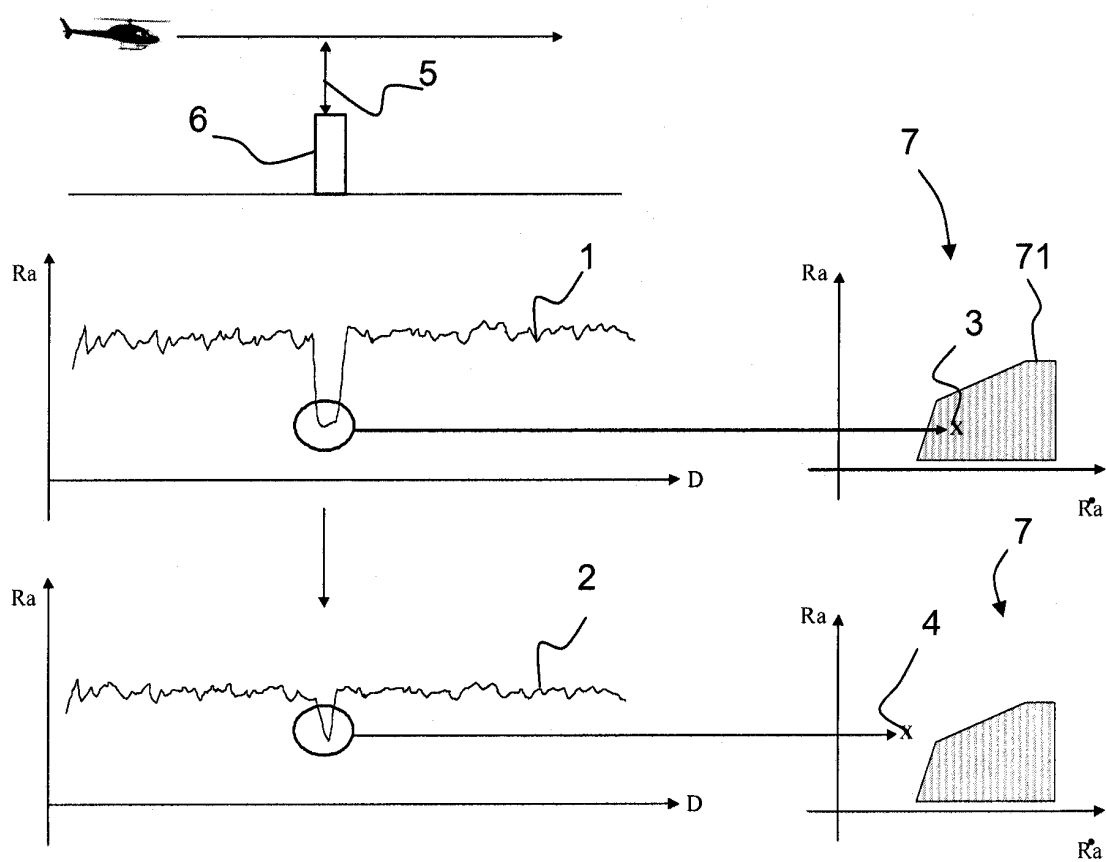


FIG.1

2/2

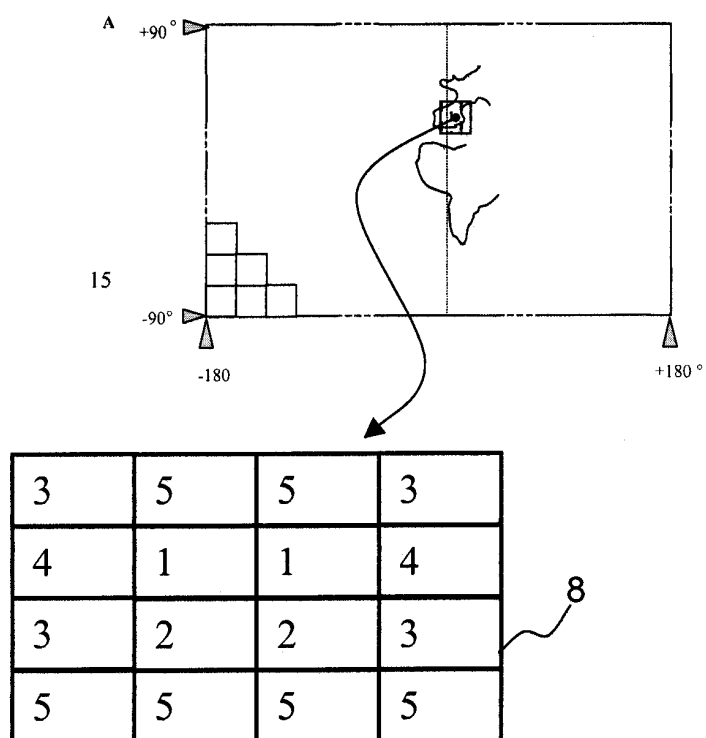


FIG. 2

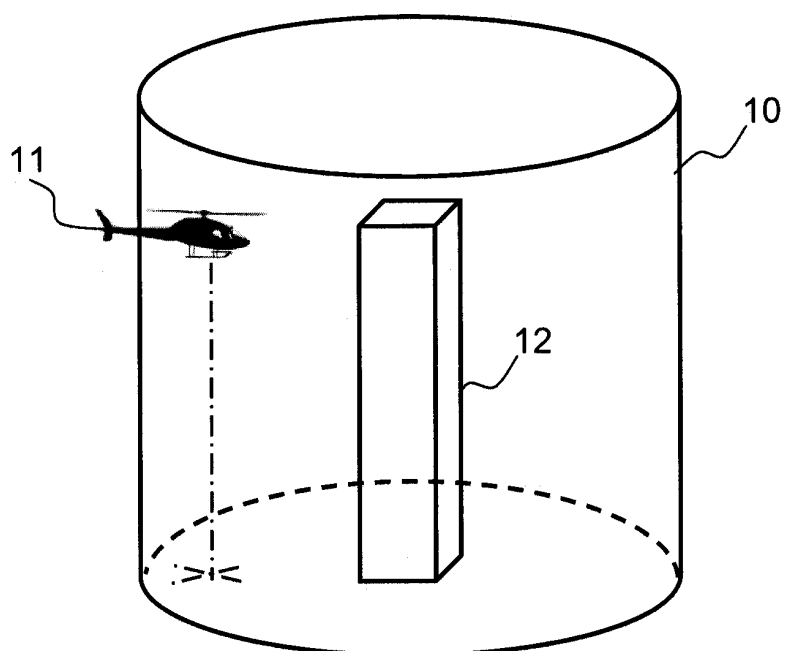


FIG. 3



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 731823
FR 0904846

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	DE 196 05 218 C1 (DORNIER GMBH [DE]) 17 avril 1997 (1997-04-17) * colonne 1, ligne 3 - ligne 16 * * colonne 1, ligne 54 - ligne 62 * * colonne 2 - colonne 7, ligne 17 * * colonne 2, ligne 33 - ligne 60 * * revendications 1-3 * -----	1,2	G06F19/00 G01C21/00 B64D45/00
X	FR 2 877 721 A1 (THALES SA [FR]) 12 mai 2006 (2006-05-12) * page 4, ligne 17 - page 5, ligne 2 * * page 10, ligne 17 - ligne 22 * * page 11, ligne 6 - ligne 18 * * page 12, ligne 32 - page 13, ligne 34 * -----	1	
X	FR 2 888 955 A1 (AIRBUS SAS [FR]) 26 janvier 2007 (2007-01-26) * page 1, ligne 1 - ligne 4 * * page 10, ligne 23 - page 12, ligne 22; figure 2 * -----	1	
A	ZELENKA R E ET AL: "Flight test development and evaluation of a Kalman filter state estimator for low-altitude flight" CONTROL APPLICATIONS, 1993., SECOND IEEE CONFERENCE ON VANCOUVER, BC, CANADA 13-16 SEPT. 1993, NEW YORK, NY, USA, IEEE LNKD- DOI:10.1109/CCA.1993.348235, 13 septembre 1993 (1993-09-13), pages 783-790, XP010109554 ISBN: 978-0-7803-0908-1 * page 783 - page 785 * -----	1-7	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) G08G G05D
A	EP 1 560 096 A2 (RAFAEL ARMAMENT DEV AUTHORITY [IL]) 3 août 2005 (2005-08-03) * le document en entier * ----- -/-	1-7	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
4 juin 2010		Seisdodos, Marta	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS 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 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			



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 731823
FR 0904846

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	US 5 450 345 A (RAYMER KRIS A [US] ET AL) 12 septembre 1995 (1995-09-12) * le document en entier * -----	1-7	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
4 juin 2010		Seisdodos, Marta	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS 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 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			

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE**RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0904846 FA 731823**

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 **04-06-2010**

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
DE 19605218	C1	17-04-1997	AT 235697 T	15-04-2003
			EP 0805362 A2	05-11-1997
			US 6243482 B1	05-06-2001

FR 2877721	A1	12-05-2006	WO 2006051031 A1	18-05-2006
			US 2008004801 A1	03-01-2008

FR 2888955	A1	26-01-2007	AT 445873 T	15-10-2009
			CA 2615681 A1	25-01-2007
			CN 101228490 A	23-07-2008
			EP 1907910 A2	09-04-2008
			WO 2007010141 A2	25-01-2007
			JP 2009501671 T	22-01-2009
			RU 2365967 C1	27-08-2009
			US 2008172148 A1	17-07-2008

EP 1560096	A2	03-08-2005	AU 2005200149 A1	04-08-2005
			US 2005270224 A1	08-12-2005

US 5450345	A	12-09-1995	AUCUN	
