(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
30 août 2007 (30.08.2007)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2007/096507 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64C 13/50 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2007/000290

(22) Date de dépôt international :
19 février 2007 (19.02.2007)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0601671 27 février 2006 (27.02.2006) FR

(71) Déposants *(pour tous les États désignés sauf US)* : **AIRBUS FRANCE** [FR/FR]; 316 Route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR). **AIRBUS** [FR/FR]; 1 Rond-Point Maurice Bellonte, 31707 Blagnac (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants *(pour US seulement)* : **ROUGELOT, Christophe** [FR/FR]; 20 Chemin neuf, F-31100 Toulouse (FR). **RONCERAY, Didier** [FR/FR]; 16, rue des Fauvettes, F-31820 Pibrac (FR).

(74) Mandataire : **HAUER, Bernard**; Cabinet Bonnetat, 29, rue de St. Pétersbourg, F-75008 Paris (FR).

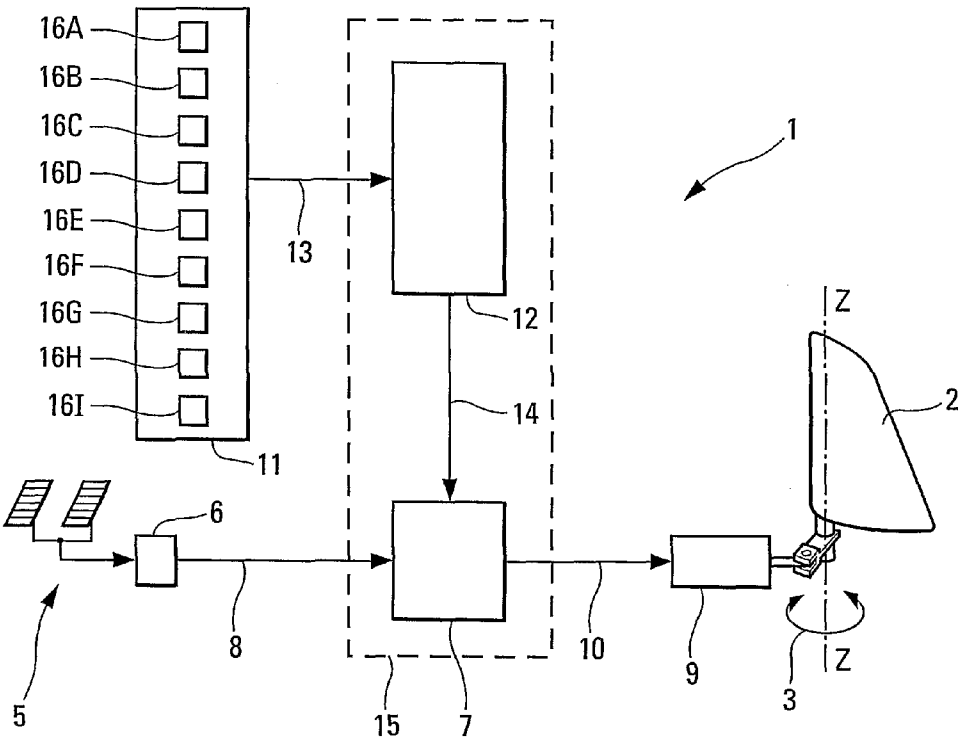
(81) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible)* : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible)* : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Suite sur la page suivante]

(54) **Title:** ELECTRICAL CONTROL SYSTEM FOR AN AIRCRAFT STEERING VANE

(54) **Titre :** SYSTEME DE COMMANDE ELECTRIQUE POUR UNE GOUVERNE DE DIRECTION D'UN AVION



[Suite sur la page suivante]

WO 2007/096507 A1

Publiée :
— *avec rapport de recherche internationale*
— *avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues*

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

(57) Abstract: The invention concerns a system (1) comprising a steering vane (2) which can turn within a rudder deflection range which is limited by first and second rudder deflection limits, and means (12) for asymmetrically varying said first and second rudder deflection limits based on the current values of the aircraft flight parameters.

(57) Abrégé : Le système (1) comporte une gouverne de direction (2) qui peut tourner à l'intérieur d'une plage de débattement qui est limitée par une première et une seconde limites de débattement, et un moyen (12) pour varier lesdites première et seconde limites de débattement, de façon dissymétrique, en fonction de valeurs courantes de paramètres de vol de l'avion.

Système de commande électrique pour une gouverne de direction d'un avion.

La présente invention concerne un système de commande électrique pour une gouverne de direction d'un avion, en particulier d'un avion de transport.

On sait que, afin d'améliorer les performances (consommation de carburant, niveau de bruit, ...) d'un avion, sans diminuer la charge utile transportée, les constructeurs sont amenés à diminuer le plus possible la masse de l'avion, c'est-à-dire la masse de la structure, d'organes, d'équipements, ... dudit avion.

A cet effet, il peut être intéressant de diminuer la masse d'éléments stabilisateurs tels que la dérive (c'est-à-dire le plan fixe de l'empennage vertical de l'avion) qui est destinée à assurer la stabilité de route de l'avion et qui porte la gouverne de direction (c'est-à-dire un volet mobile qui est monté sur la dérive et qui est manoeuvrable dans le but de modifier la direction de l'avion). De façon usuelle, une gouverne de direction est montée rotative autour d'un axe pour pouvoir prendre n'importe quelle position angulaire de braquage à l'intérieur d'une plage de débattement qui est limitée par une première et une seconde limites de débattement (ou première et seconde butées).

On sait qu'un élément stabilisateur d'un avion est dimensionné en tenant compte des efforts maximaux auxquels il est susceptible d'être soumis lors des différentes configurations de vol de cet avion. Par conséquent, pour limiter la masse d'un tel élément stabilisateur et donc également la masse de l'avion, une solution est de réduire les efforts auxquels cet élément stabilisateur est susceptible d'être soumis au cours d'un vol.

A cet effet, on connaît par le document FR-2 809 373 de la demanderesse, un système de commande électrique pour une gouverne de

direction d'un avion, grâce auquel il est possible de limiter les charges latérales appliquées en manœuvre sur ladite gouverne de direction et donc de réduire le dimensionnement et la masse de cette dernière, sans pour autant réduire les qualités de vol de l'avion ou la sécurité de vol.

Pour ce faire, ledit système de commande comporte :

- un palonnier actionné par le pilote et associé à un transducteur délivrant un ordre électrique de pilotage représentatif de l'action du pilote sur ledit palonnier ;
- un actionneur recevant un ordre de commande dérivé dudit ordre de pilotage et déplaçant ladite gouverne de direction autour de son axe de rotation ; et
- entre ledit palonnier et ledit actionneur, des moyens de filtrage du type passe-bas recevant ledit ordre de pilotage dudit transducteur et engendrant ledit ordre de commande pour ledit actionneur, la constante de temps desdits moyens de filtrage étant d'autant plus élevée que l'amplitude dudit ordre de pilotage correspond à une fraction plus grande de la valeur maximale de débattement de la gouverne de direction.

Ainsi, ce système de commande connu introduit, dans les ordres de pilotage au palonnier, un filtrage non linéaire qui dépend du débattement disponible pour la gouverne de direction, ce filtrage étant d'autant plus important que ladite gouverne de direction s'approche des butées limitant le débattement maximal, ce qui limite les charges appliquées à ladite gouverne et permet donc de réduire le dimensionnement et la masse de cette dernière.

Toutefois, le réglage dudit filtrage étant identique sur tout le domaine de vol de l'avion, ledit filtrage dépend de conditions liées à l'ordre de braquage de la gouverne, mais ne dépend pas des conditions de vol de l'avion.

En revanche, par le document FR-2 844 251 de la demanderesse, on connaît un système de commande électrique pour une gouverne qui permet de limiter à un effort maximal l'effort auquel est soumis un élément stabilisateur (tel qu'une dérive), et ceci quelles que soient les conditions de vol et les manœuvres de l'avion.

Toutefois, un tel système de commande usuel ne permet pas de tirer profit des performances maximales de la gouverne de direction dans toutes les conditions de déplacement de l'avion, et en particulier lors d'un roulement au sol, notamment avec un fort vent latéral engendrant un dérapage important. En effet, dans une telle situation, la gouverne de direction doit non seulement guider l'avion conformément à l'ordre de commande commandé par le pilote via le palonnier, mais également s'opposer à ce vent latéral. Aussi, en raison des limites de débattement (droite et gauche) de la gouverne de direction, il peut arriver dans une telle situation que la gouverne de direction soit amenée à l'une de ces limites de débattement sans pour autant être en mesure de réaliser complètement ses objectifs (concernant la commande de la direction de l'avion). Cette limite de débattement ainsi atteinte de la plage de débattement est trop faible et restreint donc dans cette situation la commande de la direction de l'avion, alors que l'autre limite de débattement n'est jamais atteinte.

Par conséquent, un système de commande usuel, tel que précité, ne permet pas de toujours diriger de façon complètement satisfaisante l'avion dans toutes les conditions de déplacement, en particulier par fort vent latéral au sol.

La présente invention concerne un système de commande électrique pour une gouverne de direction d'un avion, qui permet de remédier aux inconvénients précités.

A cet effet, selon l'invention, ledit système du type comportant :

- ladite gouverne de direction qui est montée rotative autour d'un axe pour pouvoir prendre n'importe quelle position angulaire de braquage à l'intérieur d'une plage de débattement qui est limitée par une première et une seconde limites de débattement ;
- un palonnier qui est susceptible d'être actionné par un pilote de l'avion et qui est associé à un transducteur qui délivre un ordre de pilotage représentatif de l'action du pilote sur ledit palonnier ;
- un premier moyen qui détermine, à partir dudit ordre de pilotage, en tenant compte desdites première et seconde limites de débattement, un ordre de braquage permettant d'amener ladite gouverne de direction à une position située entre lesdites première et seconde limites de débattement et dépendant dudit ordre de pilotage ; et
- un actionneur qui reçoit cet ordre de braquage et qui déplace ladite gouverne de direction autour dudit axe en fonction dudit ordre de braquage reçu,

est remarquable en ce qu'il comporte de plus :

- un ensemble de sources d'informations susceptibles d'engendrer respectivement les valeurs courantes de paramètres de vol liés à l'avion ; et
- un second moyen pour varier lesdites première et seconde limites de débattement, et ceci au moins partiellement de façon dissymétrique, en fonction des valeurs courantes desdits paramètres de vol, avant de transmettre ces première et seconde limites de débattement audit premier moyen.

Ainsi, grâce à l'invention, on fait varier lesdites première et seconde limites de débattement, et ceci au moins partiellement de façon dissymétrique, en fonction des valeurs courantes desdits paramètres de vol qui sont représentatifs des conditions de déplacement de l'avion (comme précisé ci-dessous). Par conséquent, on peut adapter la plage de

débattement de la gouverne de direction (et ainsi l'efficacité de cette dernière) auxdites conditions de déplacement effectives.

Bien que non exclusivement, le système de commande conforme à l'invention est particulièrement avantageux lorsque l'avion roule au sol et qu'il est soumis à un fort vent latéral. Dans ce cas, ledit système de commande peut être formé de manière à déplacer plus l'une des limites de débattement (à savoir celle qui est du côté permettant à la gouverne de direction de s'opposer audit vent latéral) de manière à augmenter la plage de débattement de la gouverne de direction plus du côté de cette limite de débattement que de l'autre côté, ce qui permet d'augmenter l'efficacité de la commande de direction de l'avion dans cette situation et de limiter les charges de l'autre côté.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit ensemble de sources d'informations comporte au moins certains des moyens suivants :

- un moyen pour déterminer la phase de déplacement de l'avion ;
- un moyen pour déterminer la vitesse de l'avion ;
- un moyen pour déterminer le nombre de Mach de l'avion ;
- un moyen pour déterminer l'altitude de l'avion ;
- un moyen pour déterminer la configuration aérodynamique de l'avion ;
- un moyen pour déterminer l'angle de dérapage de l'avion ;
- un moyen pour déterminer la poussée engendrée par les moteurs de l'avion ;
- un moyen pour déterminer des interactions entre des braquages de différentes surfaces de contrôle de l'avion ; et
- un moyen pour déterminer la vitesse de lacet de l'avion.

En outre, avantageusement :

- ledit second moyen comporte une base de données contenant des courbes de variations desdites première et seconde limites de débattement en fonction de valeurs desdits paramètres de vol ; et/ou

– lesdits premier et second moyens font partie d'une unité de calcul.

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

La figure 1 est le schéma synoptique d'un système de commande conforme à l'invention.

La figure 2 est un graphique illustrant des variations des limites de débattement de la plage de débattement d'une gouverne de direction, dans des conditions de déplacement particulières de l'avion.

Le système de commande électrique 1, conforme à la présente invention et représenté schématiquement sur la figure 1, est destiné à l'actionnement d'une gouverne de direction 2 d'un avion, qui est montée rotative dans les deux sens autour d'un axe vertical Z-Z, de la façon symbolisée par une double flèche 3. Ladite gouverne de direction 2 peut prendre n'importe quelle position angulaire autour dudit axe Z-Z à l'intérieur d'une plage de débattement, qui s'étend de part et d'autre d'une position aérodynamiquement neutre de ladite gouverne de direction 2 et qui est limitée par une première limite de débattement L1 et par une seconde limite de débattement L2.

Ledit système de commande électrique 1 d'un avion, par exemple d'un avion de transport, est du type connu, comportant :

– un palonnier 5 qui est susceptible d'être actionné par un pilote de l'avion, et qui est associé à un transducteur 6 délivrant un ordre électrique de commande (relatif au braquage de la gouverne de direction 2) représentatif de l'actionnement dudit palonnier 5 ;
– un moyen de calcul 7 qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison électrique 8 audit transducteur 6 et qui est destiné à déterminer, à partir dudit ordre de pilotage reçu, en tenant compte desdites première et seconde limites de débattement L1 et L2, un ordre de braquage permet-

tant d'amener ladite gouverne de direction 2 à une position située entre lesdites première et seconde limites de débattement L1 et L2 et dépendant dudit ordre de pilotage ; et

- un actionneur 9 usuel, qui reçoit cet ordre de braquage par l'intermédiaire d'une liaison électrique 10 et qui déplace ladite gouverne de direction 2 autour dudit axe Z-Z, en fonction dudit ordre de braquage reçu.

Selon l'invention, ledit système 1 comporte de plus :

- un ensemble 11 de sources d'informations précisées ci-dessous, qui sont susceptibles d'engendrer respectivement les valeurs courantes de paramètres de vol. Ces paramètres de vol sont liés à l'avion et sont représentatifs des conditions de déplacement effectives dudit avion ; et
- un moyen 12 qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison 13 audit ensemble 11 et qui est formé de manière :
  - à faire varier lesdites première et seconde limites de débattement L1 et L2, et ceci au moins partiellement de façon dissymétrique, en fonction des valeurs courantes desdits paramètres de vol, reçues dudit ensemble 11 de sources d'informations ; et
  - à transmettre les nouvelles valeurs limites de débattement L1 et L2 audit moyen 7 par l'intermédiaire d'une liaison 14 afin que ce dernier les utilise pour déterminer l'ordre de braquage destiné à l'actionneur 9.

Ainsi, le système 1 conforme à l'invention fait varier lesdites première et seconde limites de débattement L1 et L2, et ceci au moins partiellement de façon dissymétrique, en fonction des valeurs courantes de paramètres de vol qui sont représentatifs des conditions de déplacement de l'avion. Par conséquent, ledit système 1 permet d'adapter la plage de débattement de la gouverne de direction 2 (et ainsi l'efficacité de cette dernière) auxdites conditions de déplacement effectives.

Bien que non exclusivement, le système 1 conforme à l'invention est particulièrement avantageux lorsque l'avion roule au sol et qu'il est soumis à un fort vent latéral. Dans ce cas, ledit système 1 déplace plus l'une des limites de débattement (à savoir celle qui est du côté permettant à la gouverne de direction 2 de s'opposer audit vent latéral) de manière à plus augmenter la plage de débattement de la gouverne de direction 2 du côté de cette limite de débattement que de l'autre côté, ce qui permet d'augmenter l'efficacité de la commande de direction de l'avion dans cette situation et de limiter les charges de l'autre côté.

Dans un mode de réalisation particulier, lesdits moyens 7 et 12 font partie d'une unité de calcul 15.

En outre, ledit moyen 12 peut comporter une base de données (non représentée) contenant des courbes de variation C1 et C2 desdites limites de débattement L1 et L2 en fonction des valeurs courantes d'une pluralité de paramètres de vol.

Dans une première variante de réalisation, lesdites courbes de variation sont déterminées de façon empirique, tandis que dans une seconde variante de réalisation, lesdites courbes de variation sont déterminées à l'aide de formules mathématiques dans lesquelles on intègre lesdites valeurs courantes des paramètres de vol.

A titre d'illustration, on a représenté sur la figure 2 un angle de débattement maximal ADM (exprimé par exemple en degrés) par rapport à une position neutre, représentant lesdites limites de débattement L1 et L2, en fonction de la vitesse V (exprimée en nœuds, un nœud valant environ 0,5 m/s) de l'avion et de son angle de dérapage β. Plus précisément :

- les courbes C1A et C2A illustrent les variations respectivement desdites limites de débattement L1 et L2 en fonction de la vitesse V, pour un angle de dérapage β négligeable. Ces courbes C1A et C2A sont repré-

sentées en traits continus et certaines de leurs valeurs sont mises en évidence par des carrés ; et

- les courbes C1B et C2B illustrent les variations respectivement desdites limites de débattement L1 et L2 en fonction de la vitesse V, pour un angle de dérapage β significativement positif. Ces courbes C1B et C2B sont représentées en traits interrompus et certaines de leurs valeurs sont mises en évidence par des losanges.

Cette figure 2 met bien en évidence les possibilités (au moins partielles) de variations asymétriques desdites limites de débattement L1 et L2 en fonction des valeurs courantes de paramètres de vol, en l'occurrence la vitesse V et l'angle de dérapage β. Ainsi, les courbes de variation C1B et C2B sont asymétriques. En revanche, les courbes de variation C1A et C2A restent, quant à elles, symétriques.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, ledit ensemble 11 de sources d'informations comporte au moins certains des moyens usuels suivants :

- un moyen 16A pour déterminer la phase de déplacement de l'avion. Il peut s'agir d'une phase de vol (phase de montée, phase de vol en croisière, ...) ou d'une phase de roulement au sol, par exemple en vue d'un décollage ou à la suite d'un atterrissage ;
- un moyen 16B pour déterminer la vitesse de l'avion ;
- un moyen 16C pour déterminer le nombre de Mach de l'avion ;
- un moyen 16D pour déterminer l'altitude de l'avion ;
- un moyen 16E pour déterminer la configuration aérodynamique de l'avion ;
- un moyen 16F pour déterminer l'angle de dérapage β de l'avion. Cet angle de dérapage β peut, par exemple, être mesuré au niveau du centre de gravité de l'avion, au niveau de la dérive ou au niveau du nez de l'avion ;

- un moyen 16G pour déterminer la poussée engendrée par les moteurs de l'avion ;
- un moyen 16H pour déterminer les interactions entre les braquages des différentes surfaces de contrôle (plan, profondeur, spoilers) de l'avion ; et
- un moyen 16I pour déterminer la vitesse de lacet de l'avion.

Dans une première variante, ledit moyen 12 utilise les valeurs courantes de certains des paramètres de vol précités (phase de déplacement, vitesse, nombre de Mach, altitude, configuration aérodynamique, angle de dérapage, poussée, interaction entre les braquages des différentes surfaces de contrôle, vitesse de lacet), tandis que dans une seconde variante, ledit moyen 12 utilise simultanément les valeurs courantes de tous ces paramètres de vol.

REVENDICATIONS

1. Système de commande électrique pour une gouverne de direction d'un avion, ledit système (1) comportant :

- ladite gouverne de direction (2) qui est montée rotative autour d'un axe (Z-Z) pour pouvoir prendre n'importe quelle position angulaire de braquage à l'intérieur d'une plage de débattement qui est limitée par une première et une seconde limites de débattement ;
- un ensemble (11) de sources d'informations susceptibles d'engendrer respectivement les valeurs courantes de paramètres de vol liés à l'avion ;
- un palonnier (5) qui est susceptible d'être actionné par un pilote de l'avion et qui est associé à un transducteur (6) qui délivre un ordre de pilotage représentatif de l'action du pilote sur ledit palonnier (5) ;
- un premier moyen (7) qui détermine, à partir dudit ordre de pilotage, en tenant compte desdites première et seconde limites de débattement, un ordre de braquage permettant d'amener ladite gouverne de direction (2) à une position située entre lesdites première et seconde limites de débattement et dépendant dudit ordre de pilotage ; et
- un actionneur (9) qui reçoit cet ordre de braquage et qui déplace ladite gouverne de direction (2) autour dudit axe (Z-Z) en fonction dudit ordre de braquage reçu,

caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, un second moyen (12) pour varier, en fonction des valeurs courantes desdits paramètres de vol qui sont représentatifs de conditions de déplacement effectives de l'avion, lesdites première et seconde limites de débattement, et ceci au moins partiellement de façon dissymétrique, de manière à adapter la plage de débattement de la gouverne de direction (2) auxdites conditions de déplacement effectives de l'avion, et pour transmettre ces première et seconde limites de débattement audit premier moyen (7).

2. Système selon la revendication 1,

caractérisé en ce que ledit ensemble (11) de sources d'informations comporte au moins certains des moyens suivants :

- un moyen (16A) pour déterminer la phase de déplacement de l'avion ;
- un moyen (16B) pour déterminer la vitesse de l'avion ;
- un moyen (16C) pour déterminer le nombre de Mach de l'avion ;
- un moyen (16D) pour déterminer l'altitude de l'avion ;
- un moyen (16E) pour déterminer la configuration aérodynamique de l'avion ;
- un moyen (16F) pour déterminer l'angle de dérapage de l'avion ;
- un moyen (16G) pour déterminer la poussée engendrée par les moteurs de l'avion ;
- un moyen (16H) pour déterminer des interactions entre des braquages de différentes surfaces de contrôle de l'avion ; et
- un moyen (16I) pour déterminer la vitesse de lacet de l'avion.

3. Système selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce que ledit second moyen (12) comporte une base de données contenant des courbes de variations desdites première et seconde limites de débattement en fonction de valeurs desdits paramètres de vol.

4. Système selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que lesdits premier et second moyens (7, 12) font partie d'une unité de calcul (15).

5. Avion,

caractérisé en ce qu'il comporte un système de commande (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 4.

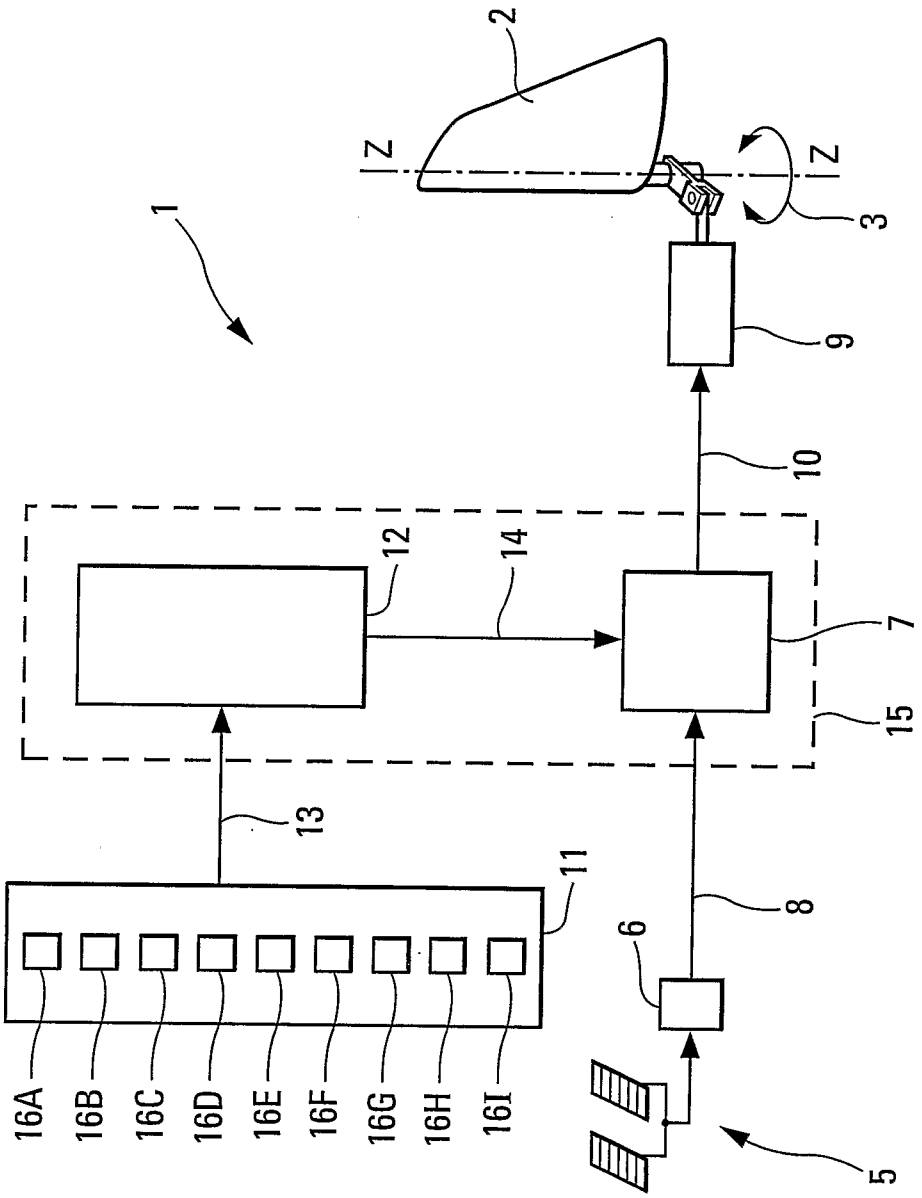


Fig. 1

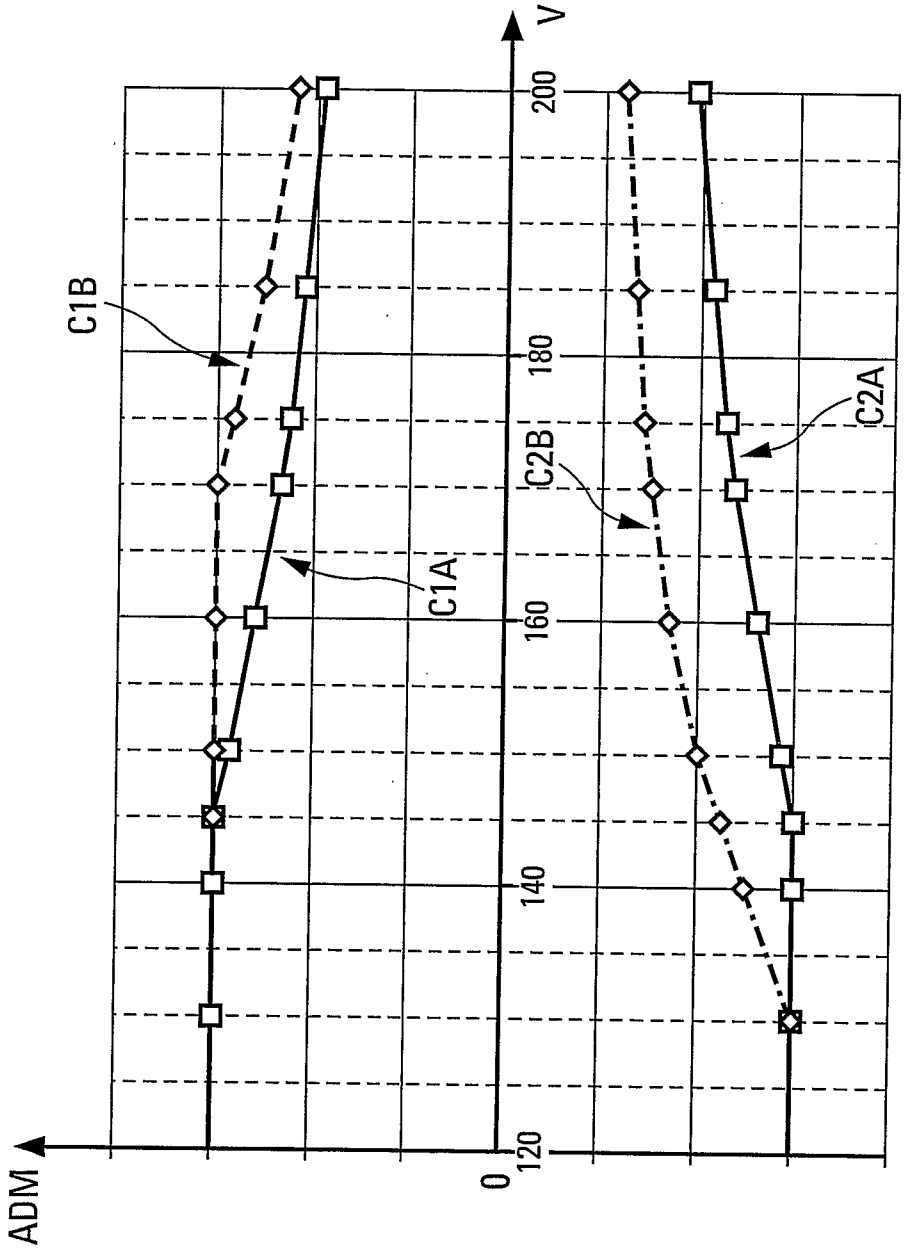


Fig. 2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2007/000290

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64C13/50

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	EP 1 396 421 A (AIRBUS FRANCE [FR]) 10 March 2004 (2004-03-10) cited in the application paragraphs [0008] - [0010] paragraphs [0030] - [0032]; figure 1	1-5
X	US 5 170 969 A (LIN CHING-FANG [US]) 15 December 1992 (1992-12-15) column 1, line 63 - column 2, line 3 column 2, line 45 - column 3, line 7 column 5, line 57 - column 7, line 55; figure 2	1-5
A	EP 1 160 158 A1 (AIRBUS FRANCE [FR]) 5 December 2001 (2001-12-05) cited in the application paragraphs [0006], [0019], [0023]; figures 1,2	1

-/--

[X] Further documents are listed in the continuation of Box C.

[X] See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
4 July 2007	12/07/2007

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL – 2280 HV Rijswijk Tel. (+31–70) 340–2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31–70) 340–3016	Busto, Mario

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2007/000290

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 0 763 465 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 19 March 1997 (1997-03-19) the whole document -----	1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2007/000290

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)		Publication date
EP 1396421 A	10-03-2004	CA	2437216 A1	09-03-2004
		FR	2844251 A1	12-03-2004
		US	2004111190 A1	10-06-2004
US 5170969 A	15-12-1992	NONE		
EP 1160158 A1	05-12-2001	AT	269250 T	15-07-2004
		CA	2349770 A1	29-11-2001
		DE	60103809 D1	22-07-2004
		DE	60103809 T2	14-07-2005
		ES	2221884 T3	16-01-2005
		FR	2809373 A1	30-11-2001
		US	2002022910 A1	21-02-2002
EP 0763465 A1	19-03-1997	CA	2185299 A1	16-03-1997
		CN	1154325 A	16-07-1997
		DE	69603807 D1	23-09-1999
		DE	69603807 T2	20-04-2000
		ES	2137641 T3	16-12-1999
		FR	2738796 A1	21-03-1997
		US	5791596 A	11-08-1998

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2007/000290

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64C13/50

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
B64C

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela estréalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	EP 1 396 421 A (AIRBUS FRANCE [FR]) 10 mars 2004 (2004-03-10) cité dans la demande alinéas [0008] - [0010] alinéas [0030] - [0032]; figure 1	1-5
X	US 5 170 969 A (LIN CHING-FANG [US]) 15 décembre 1992 (1992-12-15) colonne 1, ligne 63 - colonne 2, ligne 3 colonne 2, ligne 45 - colonne 3, ligne 7 colonne 5, ligne 57 - colonne 7, ligne 55; figure 2	1-5
A	EP 1 160 158 A1 (AIRBUS FRANCE [FR]) 5 décembre 2001 (2001-12-05) cité dans la demande alinéas [0006], [0019], [0023]; figures 1,2	1

-/--

[X] Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

[X] Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date
"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée
"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention
"X" document particulièrement pertinent; l'inven tion revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément
"Y" document particulièrement pertinent; l'inven tion revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier
"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
4 juillet 2007	12/07/2007

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31-70) 340-3016	Busto, Mario

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2007/000290

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	EP 0 763 465 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 19 mars 1997 (1997-03-19) le document en entier	1

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2007/000290

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)		Date de publication
EP 1396421	A	10-03-2004	CA	2437216 A1	09-03-2004
			FR	2844251 A1	12-03-2004
			US	2004111190 A1	10-06-2004
US 5170969	A	15-12-1992	AUCUN		
EP 1160158	A1	05-12-2001	AT	269250 T	15-07-2004
			CA	2349770 A1	29-11-2001
			DE	60103809 D1	22-07-2004
			DE	60103809 T2	14-07-2005
			ES	2221884 T3	16-01-2005
			FR	2809373 A1	30-11-2001
			US	2002022910 A1	21-02-2002
EP 0763465	A1	19-03-1997	CA	2185299 A1	16-03-1997
			CN	1154325 A	16-07-1997
			DE	69603807 D1	23-09-1999
			DE	69603807 T2	20-04-2000
			ES	2137641 T3	16-12-1999
			FR	2738796 A1	21-03-1997
			US	5791596 A	11-08-1998