Office de la Propriété Intellectuelle du Canada
Un organisme d'Industrie Canada

Canadian Intellectual Property Office
An agency of Industry Canada

CA 2643974 C 2013/11/19

(11)(21) 2 643 974

(12) BREVET CANADIEN
CANADIAN PATENT

(13) C

(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2007/04/05
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2007/10/18
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2013/11/19
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2008/08/27
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2007/000578
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2007/116134
(30) Priorité/Priority: 2006/04/11 (FR0603183)

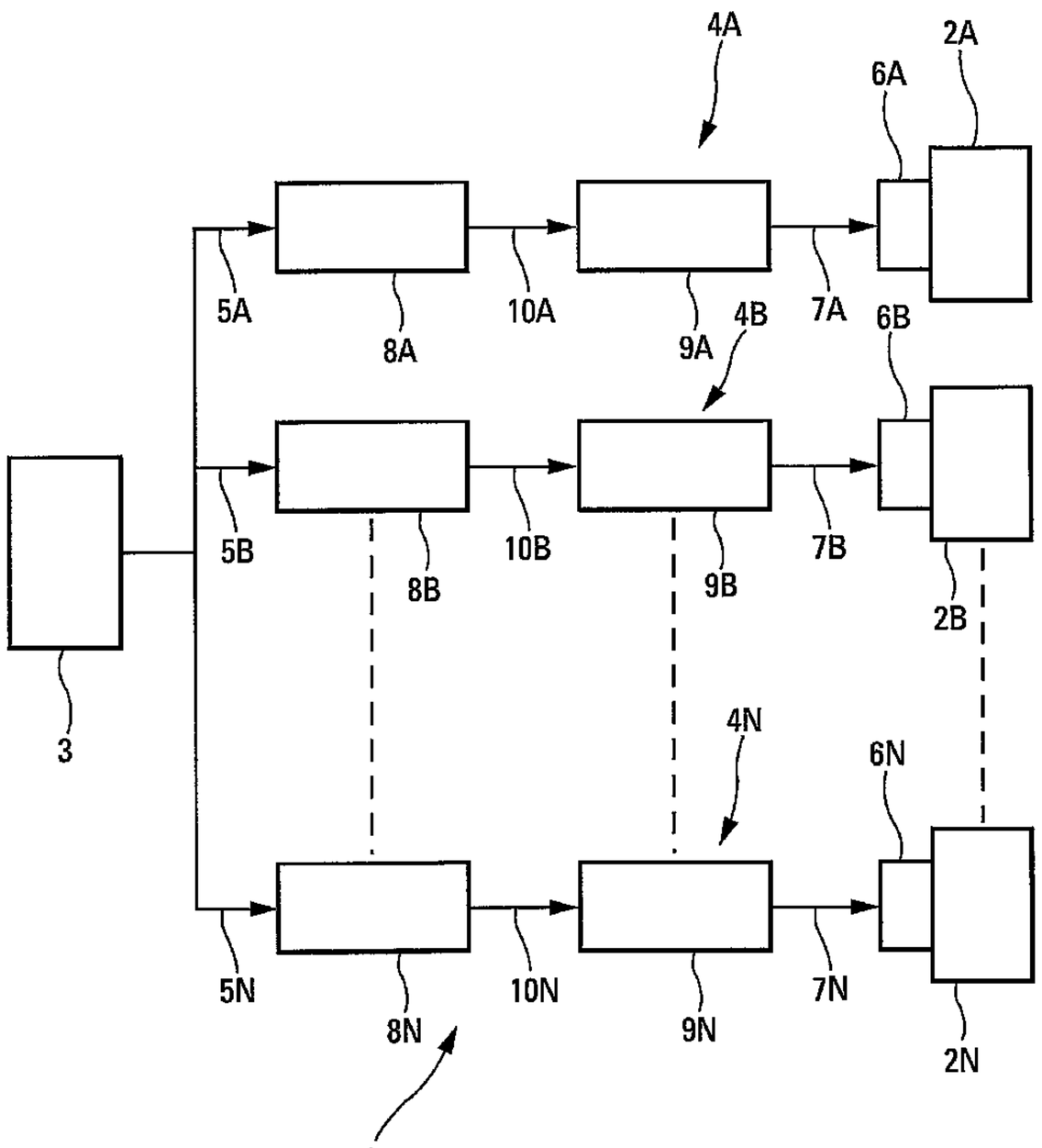
(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64C 13/16* (2006.01),
G05D 1/08 (2006.01)

(72) Inventeurs/Inventors:
DELANNOY, STEPHANE, FR;
BERTIN, THIERRY, FR

(73) Propriétaire/Owner:
AIRBUS OPERATIONS SAS, FR

(74) Agent: ROBIC

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF DE PILOTAGE D'UN AERONEF AUTOUR D'UN AXE DE PILOTAGE
(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR FLYING AN AIRCRAFT ALONG A FLIGHT PATH



(57) Abrégé/Abstract:
Le dispositif de pilotage (1) permet, à l'aide d'un décalage d'une partie d'un ordre de pilotage conforme à un axe de pilotage particulier, d'obtenir la même commande que dans le cas d'un pilotage usuel, mais sans une excitation souple génératrice d'inconfort de l'aéronef.

Canada http://opic.gc.ca · Ottawa/Gatineau K1A 0C9 · http://cipo.gc.ca OPIC CIPO
OPIC · CIPO 191

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

PCT

(43) Date de la publication internationale
18 octobre 2007 (18.10.2007)

(10) Numéro de publication internationale
WO 2007/116134 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64C 13/16 (2006.01) *G05D 1/08* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2007/000578

(22) Date de dépôt international : 5 avril 2007 (05.04.2007)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0603183 11 avril 2006 (11.04.2006) FR

(71) Déposant *(pour tous les États désignés sauf US)* : **AIRBUS FRANCE** [FR/FR]; 316 Route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants *(pour US seulement)* : **DELANNOY, Stéphane** [FR/FR]; 847 Route de Fontenilles, F-32600 Pujaudran (FR). **BERTIN, Thierry** [FR/FR]; 13 Allée des Soupirs, F-31000 Toulouse (FR).

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

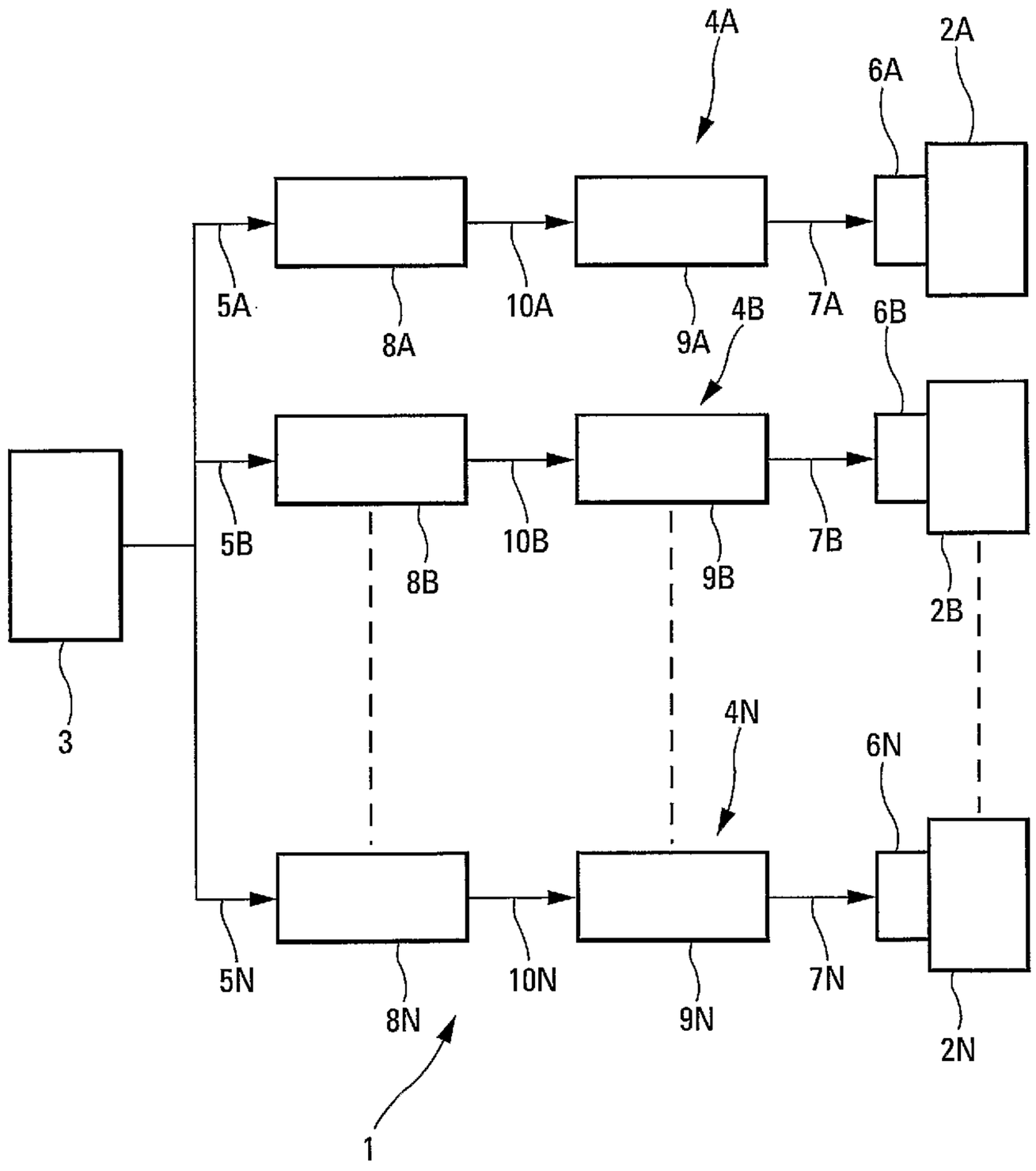
(81) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible)* : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, 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,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR FLYING AN AIRCRAFT ALONG A FLIGHT PATH

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF DE PILOTAGE D'UN AERONEF AUTOUR D'UN AXE DE PILOTAGE



(57) Abstract: The flight-control device (1) makes it possible, by offsetting part of a flight command according to a particular flight path, to obtain the same control as is obtained with usual flight control, but without flexible excitation that generates discomfort in the aircraft.

(57) Abrégé : Le dispositif de pilotage (1) permet, à l'aide d'un décalage d'une partie d'un ordre de pilotage conforme à un axe de pilotage particulier, d'obtenir la même commande que dans le cas d'un pilotage usuel, mais sans une excitation souple génératrice d'inconfort de l'aéronef.

WO 2007/116134 A1

WO 2007/116134 A1

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, MT, 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).

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.

Procédé et dispositif de pilotage d'un aéronef autour d'un axe de pilotage.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de pilotage d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport, autour d'un axe de pilotage.

Bien que non exclusivement, la présente invention s'applique plus particulièrement au pilotage d'un avion autour de son axe de roulis. On sait que le contrôle et le pilotage en roulis d'un avion s'effectuent par la mise en mouvement de gouvernes de roulis que sont les ailerons et/ou les spoilers. Si la voilure de l'avion est suffisamment souple, et si la mise en mouvement des ailerons et/ou des spoilers est relativement dynamique, ce pilotage en roulis engendre une excitation structurale non négligeable, qui génère des accélérations inconfortables le long de la cabine de l'avion.

Une solution usuelle pour minimiser cette excitation structurale et ainsi augmenter le confort du pilote et des passagers consiste à filtrer les mouvements des ailerons et des spoilers, afin d'atténuer les composantes hautes fréquences (supérieures à 1 Hz) de l'ordre de pilotage. Toutefois, cette solution usuelle engendre un problème important de pilotage, car les mouvements des ailerons et des spoilers sont alors déphasés par rapport aux ordres, ce qui peut engendrer une perte de précision du pilotage, voire un couplage instable entre le pilote et la structure de l'avion.

La présente invention concerne un procédé de pilotage d'un aéronef autour d'un axe de pilotage, qui permet de remédier aux inconvénients précités.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé de pilotage d'un aéronef autour d'un axe de pilotage, ledit aéronef comportant une pluralité de N surfaces aérodynamiques commandables susceptibles d'engendrer un mouvement de l'aéronef autour dudit axe de pilotage, procédé selon lequel

on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'opérations successives suivante :

a) on engendre un ordre de pilotage global relatif audit axe de pilotage ;

b) à partir de cet ordre de pilotage global, on détermine des ordres de commande individuels destinés auxdites N surfaces aérodynamiques commandables ; et

c) on applique lesdits ordres de commande individuels auxdites surfaces aérodynamiques,

est remarquable en ce que :

– à l'étape b), on forme, à partir dudit ordre de pilotage global, N ordres de pilotage individuels relatifs respectivement auxdites N surfaces aérodynamiques, en multipliant à chaque fois ledit ordre de pilotage global par au moins un gain Ki qui est positif ou négatif, i étant un entier variant de 1 à N et N étant un entier supérieur à 1, lesdits gains Ki étant tels que :

  - $\sum_i |Ki| = N$;
  - ils permettent de réduire l'excitation de N-1 modes souples de l'aéronef, qui sont responsables d'un inconfort de ce dernier, ces N-1 modes souples étant choisis en fonction des valeurs courantes de paramètres liés à l'aéronef ; et
  - appliqués ensemble lesdits N ordres de pilotage individuels engendrant des effets qui correspondent globalement à l'effet dudit ordre de pilotage global, en ce qui concerne le pilotage de l'aéronef autour dudit axe de pilotage,

  ces N ordres étant obtenus par la résolution d'un système linéaire de N-1 équations à N inconnues ;

– à l'étape b), on déduit ensuite desdits ordres de pilotage individuels lesdits ordres de commande individuels ; et

– à l'étape c), on applique auxdites surfaces aérodynamiques :
  - initialement, uniquement les ordres de commande individuels qui ont été déduits d'ordres de pilotage individuels obtenus à partir de gains Ki positifs ; et
  - après une durée prédéterminée, tous lesdits ordres de commande individuels déduits à l'étape b).

Ainsi, grâce à l'invention, on différencie l'ordre de pilotage global envoyé aux différentes surfaces aérodynamiques dans le but de réduire l'excitation d'un nombre N-1 de modes souples qui sont responsables de l'inconfort de l'aéronef. Ceci permet de réduire cet inconfort, tout en engendrant un pilotage autour dudit axe de pilotage qui est conforme audit ordre de pilotage global.

On notera que dans le cadre de la présente invention :

– les gains et des valeurs de décalage précisées ci-dessous sont déterminés à partir de modèles mathématiques usuels de l'aéronef. Ces gains et valeurs de décalage dépendent des valeurs courantes de paramètres liés à l'aéronef, et notamment de la vitesse et de la masse de l'aéronef. Les gains et valeurs de décalage sont, de préférence, tabulés, en fonction des paramètres dont ils dépendent, dans des tableaux à deux dimensions. Par conséquent, en fonction des valeurs courantes mesurées de ces paramètres au cours du vol, on choisit automatiquement les gains et valeurs de décalage correspondants à l'aide de ces tableaux. Ces gains et valeurs de décalage peuvent être affinés en prenant en compte d'autres paramètres mesurables sur l'aéronef ; et
– les modes souples de l'aéronef sont connus, de façon usuelle, à partir de modèles mathématiques de l'aéronef. Ces modes souples évoluent dans le domaine de vol de l'aéronef, en fonction des valeurs courantes de paramètres liés audit aéronef, tels que la vitesse, la masse ou le nombre de Mach. Par conséquent, en fonction des valeurs courantes

mesurées de ces paramètres au cours du vol, on choisit automatiquement lesdits N-1 modes souples (dont on réduit l'excitation), en particulier à l'aide d'une tabulation.

Dans un mode de réalisation particulier, le procédé conforme à la présente invention est mis en œuvre en temps réel sur la base de la mesure de la vitesse de l'aéronef. Ainsi, quand la vitesse courante de l'aéronef atteint un domaine où l'action engendrée par la mise en œuvre de l'invention est souhaitée, on met en œuvre ledit procédé. L'activation de cette mise en œuvre peut dépendre d'autres paramètres, en particulier de ceux précités qui permettent de déterminer les gains et valeurs de décalage.

De façon avantageuse, ladite durée prédéterminée est la demi-période d'un mode souple qui engendre l'effet le plus négatif sur le confort de l'aéronef.

Dans un premier mode de réalisation :

- les gains Ki sont tels que la somme $\sum_i Ki$ est égale à zéro ; et

- à l'étape c) :
  - initialement, on applique des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

    $Effg = \sum_j Kj.Eff(t)$,

    les différents j étant les entiers i pour lesquels les gains Kj correspondants sont positifs, et Eff(t) étant l'ordre qu'on enverrait de manière égale aux N surfaces aérodynamiques pour obtenir l'effet global N.Eff(t) ; et
  - après ladite durée prédéterminée T, on applique des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

    $Effg = \sum_j Kj.Eff(t) + \sum_\ell |K\ell|.Eff(t - T)$

les différents ℓ étant les entiers i pour lesquels les gains Kℓ correspondants sont négatifs.

En outre, dans un second mode de réalisation permettant de supprimer un éventuel biais sur l'ordre de pilotage pour le laps de temps entre t=0 et t=T :

- les gains Ki sont tels que la somme $\sum_i$Ki est différente de zéro ; et

- à l'étape c) :
  - initialement, on applique des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

    $$Effg = KA.\sum_j Kj.Eff(t),$$

    les différents j étant les entiers i pour lesquels les gains Kj correspondants sont positifs, Eff(t) étant l'ordre qu'on enverrait de manière égale aux N surfaces aérodynamiques pour obtenir l'effet global N.Eff(t), et KA étant un gain qui vérifie la relation suivante :

    $$KA.\sum_j Kj = N$$

  - après ladite durée prédéterminée T, on applique des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

    $$Effg = \left[KA.\sum_j Kj.Eff(t)\right] - \left[KB.\sum_j Kj.Eff(t-T)\right] + \left[(KA+KB).\sum_\ell |K\ell|.Eff(t-T)\right]$$

    les différents ℓ étant les entiers i pour lesquels les gains Kℓ correspondants sont négatifs, et KB étant un gain qui vérifie la relation suivante :

    $$\left[(KA-KB).\sum_j Kj\right] + \left[(KA+KB).\sum_\ell |K\ell|\right] = N$$

Dans une application préférée de l'invention, ledit axe de pilotage est l'axe de roulis de l'aéronef qui est muni de deux ailes, lesdites surfa-

ces aérodynamiques sont des ailerons (et/ou des spoilers) qui sont montés sur lesdites ailes, et N est le nombre d'ailerons (et de spoilers).

Toutefois, la présente invention peut également être appliquée au pilotage en lacet d'un aéronef de sorte que, dans ce cas, ledit axe de pilotage est l'axe de lacet de l'aéronef, et lesdites surfaces aérodynamiques sont des gouvernes de direction dudit aéronef.

La présente invention concerne également un dispositif de pilotage d'un aéronef autour d'un axe de pilotage, par exemple son axe de roulis ou son axe de lacet, ledit aéronef comportant une pluralité de N surfaces aérodynamiques commandables susceptibles d'engendrer un mouvement de l'aéronef autour dudit axe de pilotage.

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

- des premiers moyens pour engendrer un ordre de pilotage global relatif audit axe de pilotage ;
- des deuxièmes moyens pour déterminer, à partir de cet ordre de pilotage global, des ordres de commande individuels destinés auxdites N surfaces aérodynamiques commandables ; et
- des troisièmes moyens pour appliquer lesdits ordres de commande individuels auxdites surfaces aérodynamiques,

est remarquable en ce que :

- lesdits deuxièmes moyens comportent des moyens pour former, à partir dudit ordre de pilotage global, N ordres de pilotage individuels relatifs respectivement auxdites N surfaces aérodynamiques, en multipliant à chaque fois ledit ordre de pilotage global par au moins un gain Ki qui est positif ou négatif, i étant un entier variant de 1 à N et N étant un entier supérieur à 1, lesdits gains Ki étant tels que :
  - $\sum_i |Ki| = N$;

- ils permettent de réduire l'excitation de N-1 modes souples de l'aéronef, qui sont responsables d'un inconfort de ce dernier, les N-1 modes souples étant choisis en fonction des valeurs courantes de paramètres liés à l'aéronef ; et
- appliqués ensemble lesdits N ordres de pilotage individuels engendrant des effets, qui correspondent globalement à l'effet dudit ordre de pilotage global en ce qui concerne le pilotage de l'aéronef autour dudit axe de pilotage,

ces N ordres étant obtenus par la résolution d'un système linéaire de N-1 équations à N inconnues ;

– lesdits deuxièmes moyens comportent, de plus, des moyens pour déduire desdits ordres de pilotage individuels lesdits ordres de commande individuels ; et
– lesdits troisièmes moyens sont formés pour appliquer auxdites surfaces aérodynamiques :
  - initialement, uniquement les ordres de commande individuels qui ont été déduits d'ordres de pilotage individuels obtenus à partir de gains Ki positifs ; et
  - après une durée prédéterminée, tous lesdits ordres de commande individuels.

L'unique figure du dessin annexé fera bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Cette figure unique est le schéma synoptique d'un dispositif de pilotage conforme à l'invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure est destiné au pilotage d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport, autour d'un axe de pilotage, par exemple l'axe de roulis ou l'axe de lacet. Dans le cadre de la présente invention, ledit aéronef (non représenté) comporte une pluralité de N surfaces aérodynamiques 2A, 2B, ..., 2N usuelles, qui sont commandables et qui sont susceptibles

d'engendrer un mouvement de l'aéronef autour dudit axe de pilotage, N étant un entier supérieur à 1.

Dans une application préférée de l'invention, ledit axe de pilotage est l'axe de roulis de l'aéronef qui correspond à un avion (et qui est donc muni de deux ailes), lesdites surfaces aérodynamiques 2A à 2N sont des ailerons et/ou des spoilers qui sont montés sur lesdites ailes, et N est le nombre d'ailerons et de spoilers.

Toutefois, la présente invention peut également être appliquée au pilotage en lacet d'un aéronef de sorte que, dans ce cas, ledit axe de pilotage est l'axe de lacet de l'aéronef, et lesdites surfaces aérodynamiques 2A à 2N sont des gouvernes de direction dudit aéronef.

Ledit dispositif 1 est du type comportant :

- des moyens usuels 3 permettant d'engendrer un ordre de pilotage global qui est relatif à l'axe de pilotage considéré. De façon usuelle, lesdits moyens 3 comportent notamment un moyen de commande, tel qu'un minimanche ou un palonnier par exemple, qui est susceptible d'être actionné par un pilote de l'aéronef. Ces moyens 3 comportent également un ensemble de sources d'informations usuelles susceptibles de mesurer les valeurs courantes de paramètres liés à l'aéronef, tels que sa vitesse ou son nombre de Mach, et de déterminer les valeurs d'autres paramètres de l'aéronef tels que sa masse ;
- une pluralité de moyens 4A, 4B, ..., 4N qui sont reliés par l'intermédiaire de liaisons 5A, 5B, ..., 5N auxdits moyens 3 et qui sont destinés à déterminer, à partir de l'ordre de pilotage global reçu desdits moyens 3, des ordres de commande individuels destinés respectivement auxdites N surfaces aérodynamiques 2A, 2B, ..., 2N commandables ; et
- des moyens 6A, 6B, ..., 6N, par exemple des moyens d'actionnement usuels, qui sont reliés par l'intermédiaire de liaisons 7A, 7B, ..., 7N auxdits moyens 4A, 4B, ..., 4N et qui sont destinés à appliquer les or-

dres de commande individuels reçus desdits moyens 4A, 4B, ..., 4N auxdites surfaces aérodynamiques 2A, 2B, ..., 2N.

De plus, selon l'invention :

- lesdits moyens 4A à 4N comportent des moyens 8A, 8B, ..., 8N qui sont destinés à former, à partir dudit ordre de pilotage global reçu desdits moyens 3, N ordres de pilotage individuels relatifs respectivement auxdites N surfaces aérodynamiques 2A à 2N. Lesdits moyens 8A à 8N calculent ces ordres de pilotage individuels, en multipliant à chaque fois ledit ordre de pilotage global par au moins un gain Ki qui est positif ou négatif, i étant un entier variant de 1 à N et N étant un entier supérieur à 1. Selon l'invention, lesdits gains Ki sont tels que les conditions a) à c) suivantes sont vérifiées simultanément :

  a) $\sum_i |Ki| = N$;

  b) ils permettent de réduire l'excitation de N-1 modes souples de l'aéronef, qui sont responsables d'un inconfort de ce dernier, ces N-1 modes souples étant choisis en fonction des valeurs courantes de paramètres liés à l'aéronef ; et

  c) appliqués ensemble lesdits N ordres de pilotage individuels engendrant des effets, qui correspondent globalement à l'effet dudit ordre de pilotage global en ce qui concerne le pilotage de l'aéronef autour dudit axe de pilotage (roulis ou lacet) ;

- lesdits moyens 4A à 4N comportent, de plus, des moyens 9A à 9N qui sont reliés par l'intermédiaire de liaisons 10A à 10N auxdits moyens 8A à 8N et qui sont destinés à déduire, de façon usuelle, desdits ordres de pilotage individuels lesdits ordres de commande individuels. Pour ce faire, ils réalisent une conversion usuelle ; et
- lesdits moyens 6A à 6N sont formés pour appliquer auxdites surfaces aérodynamiques 2A à 2N :

- initialement (à un temps t=0), uniquement les ordres de commande individuels qui ont été déduits d'ordres de pilotage individuels obtenus à partir de gains Ki positifs ; et
- après une durée T prédéterminée précisée ci-dessous (c'est-à-dire à un temps t=T), tous lesdits ordres de commande individuels (engendrés par lesdits moyens 9A à 9N).

On sait qu'un aéronef dit souple possède de nombreux modes souples (fréquence entre 1 et 15 Hz environ), dont de nombreux parmi les plus bas en fréquence (et donc ceux qui sont le plus ressentis par les personnes se trouvant à bord de l'aéronef) présentent une déformée importante de la structure de l'aéronef, et notamment de sa voilure, où apparaissent des nœuds (point immobile par rapport à ce mode) et des ventres (présentant la plus forte déformée entre deux nœuds). Un mode souple est donc caractérisé par sa fréquence, son taux d'amortissement et sa distribution géométrique avec des ventres et des nœuds. Comme les différentes surfaces aérodynamiques 2A à 2N ne sont pas toutes situées au même endroit de la structure, elles sont plus ou moins éloignées de ces ventres et de ces nœuds. Ces caractéristiques géométriques engendrent un principe de base utilisé dans la présente invention, à savoir qu'avec un braquage identique, les différentes surfaces aérodynamiques 2A à 2N n'excitent, ni avec les mêmes gains, ni avec les mêmes phases, les différents modes souples qui présentent un impact sur le confort de l'aéronef en cabine. Aussi, avec N surfaces aérodynamiques 2A à 2N, il existe un ensemble de gains Ki (i allant de 1 à N) tels qu'en demandant une efficacité Effi à chaque surface aérodynamique 2A à 2N, on réduit très sensiblement l'excitation de N-1 modes souples qui sont responsables de l'inconfort en cabine, tout en vérifiant l'équation suivante :

$$\sum_{i} |Ki| = N ,$$

qui est obtenue de façon usuelle par résolution d'un système linéaire de N-1 équations à N inconnues.

On notera que, de façon usuelle, distribuer un ordre DP sur N surfaces aérodynamiques de sorte qu'elles n'excitent pas un unique mode souple particulier, revient à résoudre un système linéaire de 1 équation à N inconnues. Dans le cadre de la présente invention, comme on a N surfaces aérodynamiques 2A à 2N, distribuer l'ordre DP de manière à ne pas exciter N-1 modes souples, revient donc à résoudre un système linéaire de N-1 équations à N inconnues.

Le système linéaire d'ordre N-1 à résoudre peut se formuler ainsi :

- N : nombre de surfaces aérodynamiques utilisées ;
- M1, M2, ..., MN-1 : les N-1 modes souples que l'on considère ; et
- 2A, 2B, ..., 2N : les N surfaces aérodynamiques utilisées.

On cherche à réduire l'accélération due à un mode souple particulier Mj, ressentie en un point particulier Pj de l'aéronef (poste de pilotage, siège passager particulier, ...), quand on commande un ordre de roulis global noté Eff. On normalise l'ordre Eff à 1, et on observe l'amplitude maximale de l'accélération due à Mj en Pj (analyse fréquentielle de l'accélération en Pj), ressentie quand cet ordre est appliqué uniquement à la gouverne 2i. On notera Aij cette amplitude.

On peut donc noter que, pour tout i parmi [1, N], pour tout j parmi [1, N-1], Aij est l'amplitude d'accélération au point Pj de l'aéronef, due au seul mode souple Mj, quand un ordre de braquage normalisé est envoyé à la seule gouverne 2i. Si l'on choisit le même point Pj pour tous les modes Mj, on cherche à minimiser l'accélération en un point de l'aéronef. Si on choisit des points Pj différents, cela permet de minimiser des effets locaux des modes souples, selon qu'ils font vibrer plus l'arrière ou l'avant de l'aéronef par exemple.

Le système linéaire à résoudre consiste à calculer les N gains Ki à appliquer aux N gouvernes 2i, tels que, pour un ordre global Eff, l'ordre calculé pour la gouverne 2i est Effi = Ki.Eff, et la composante d'accélération du mode souple Mj au point Pj est nulle. Ce système de N-1 équations aux N inconnues Ki s'écrit :

$$\begin{cases} \sum_{1}^{N} Ki.Ai1 = 0 \\ \sum_{1}^{N} Ki.Ai2 = 0 \\ \dots \\ \sum_{1}^{N} Ki.AiN-1 = 0 \end{cases}$$

ou également :

pour tout $j \in [1, N-1]$, $\sum_{1}^{N} Ki.Aij = 0$

La solution d'un tel système s'écrit comme un jeu de gains Ki, tous proportionnels au gain K1, la valeur du gain K1 étant libre.

Il n'y a alors plus qu'à considérer l'équation $\sum_{1}^{N} |Ki| = N$, pour fixer la valeur de K1 et donc de tous les gains Ki.

Les gains Ki et des valeurs de décalage associées et précisées ci-dessous sont donc déterminés, de façon usuelle, à partir de modèles mathématiques usuels de l'aéronef. Ces gains et valeurs de décalage dépendent, de façon usuelle, des valeurs courantes de paramètres liés à l'aéronef, et notamment de la vitesse et de la masse. Ces gains et valeurs de décalage sont, de préférence, tabulés, en fonction des paramètres dont ils dépendent, dans des tableaux à deux dimensions. Par conséquent, en fonction des valeurs courantes de ces paramètres, qui sont mesurées au

cours du vol par les sources d'informations précitées, des moyens (faisant par exemple partie desdits moyens 4A à 4N) du dispositif 1 sélectionnent automatiquement les gains et valeurs de décalage correspondants à l'aide de ces tableaux qui sont de préférence mémorisés. Ces gains et valeurs de décalage peuvent être affinés en prenant en compte d'autres paramètres mesurables sur l'aéronef.

En outre, les modes souples de l'aéronef sont connus, de façon usuelle, à partir de modèles mathématiques usuels de l'aéronef. Ces modes souples évoluent dans le domaine de vol de l'aéronef, en fonction des valeurs courantes de paramètres liés audit aéronef, tels que la vitesse, la masse ou le nombre de Mach. Par conséquent, en fonction des valeurs courantes de ces paramètres qui sont mesurées au cours du vol par les sources d'informations précitées, des moyens (faisant par exemple partie desdits moyens 4A à 4N) du dispositif 1 sélectionnent automatiquement les N-1 modes souples, dont le dispositif 1 doit réduire l'excitation.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, le dispositif 1 conforme à l'invention est activé sur la base de la mesure (réalisée par l'une desdites sources d'informations précitées) de la vitesse de l'aéronef. Ainsi, quand la vitesse courante de l'aéronef atteint un domaine où l'action engendrée par le dispositif 1 est souhaitée, ledit dispositif 1 est activé. Cette activation peut dépendre d'autres paramètres, en particulier de ceux précités qui permettent de déterminer les gains et valeurs de décalage.

On considère que les surfaces aérodynamiques 2A à 2N sont toutes, soit en phase, soit en opposition de phase, en ce qui concerne l'excitation des différents modes concernés. Par conséquent, les valeurs de décalage précitées présentent l'une des deux valeurs suivantes : 0 et π. En conséquence, les différents gains Ki sont soit positifs, soit négatifs. Aussi, pour une fréquence donnée, un signal à $t=0$ est en opposition de phase

avec le même signal à t=1, où t1 correspond à la demi-période du signal. On peut donc considérer que, pour chacune des fréquences qui les composent, les signaux qui possèdent un gain Ki négatif sont égaux aux mêmes signaux multipliés par –1 (donc possédant un gain |Ki|), et sont décalés dans le temps d'une demi-période de la fréquence considérée.

Si on considère à t=0 une demande d'efficacité Eff(t) envoyée, de façon usuelle, à chacune des N surfaces aérodynamiques 2A à 2N [on effectue donc une demande globale Effg=N.Eff(t)], cette demande va exciter les modes souples générateurs d'inconfort. Si, à la place de cette demande usuelle (réalisée jusqu'à présent), on effectue, conformément à la présente invention, la demande suivante :

- à t=0, on demande une efficacité Ki.Eff(t) à chacune des surfaces aérodynamiques, dont le gain Ki est positif ;
- puis, à partir de t=T, on demande en plus l'efficacité |Ki|.Eff(t-T) à chacune des surfaces aérodynamiques dont le gain Ki est négatif,

on obtient, à partir de t=T, une demande équivalente à Effg, mais l'excitation de N-1 modes souples a été fortement réduite, voire annulée.

Bien entendu, on choisit à cet effet les N-1 modes qui impactent principalement le confort de l'aéronef.

Le dispositif de pilotage 1 conforme à l'invention met en œuvre le principe présenté ci-dessus. Pour ce faire, il différencie donc l'ordre de pilotage global envoyé aux différentes surfaces aérodynamiques 2A à 2N dans le but de réduire l'excitation d'un nombre N-1 de modes souples qui sont responsables de l'inconfort de l'aéronef. Ceci permet de réduire voire d'annuler cet inconfort, tout en engendrant un pilotage autour dudit axe de pilotage (roulis ou lacet) qui est conforme audit ordre de pilotage global.

On notera que ladite durée prédéterminée T est, de préférence (pour des raisons d'efficacité maximale), la demi-période du mode souple

(parmi lesdits N-1 modes souples) qui impacte le plus le confort de l'aéronef.

Le mode de réalisation tel que précité du dispositif de pilotage 1 conforme à l'invention permet donc, à l'aide d'un décalage de durée T d'une partie de l'ordre de pilotage, d'obtenir la même commande (pour t supérieur à T) que dans le cas d'un pilotage usuel, mais sans une excitation souple génératrice d'inconfort.

Dans un premier mode de réalisation simplifié, pour lequel les gains Ki sont tels que la somme $\sum_i Ki$ est égale à zéro, le dispositif de pilotage 1 est formé de manière à réaliser les opérations suivantes :

- initialement (à $t=0$), appliquer des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

  $Effg = \sum_j Kj.Eff(t)$,

  les différents j étant les entiers i pour lesquels les gains Kj correspondants sont positifs, et Eff(t) étant l'ordre qu'on enverrait de manière égale aux N surfaces aérodynamiques 2A à 2N pour obtenir l'effet global N.Eff(t) ; et
- après ladite durée prédéterminée T (à $t=T$), appliquer des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

  $Effg = \sum_j Kj.Eff(t) + \sum_\ell |K\ell|.Eff(t-T)$

  les différents ℓ étant les entiers i pour lesquels les gains $K\ell$ correspondants sont négatifs.

Comme indiqué précédemment, dans une réalisation usuelle, un ordre de commande individuel DP est distribué de façon identique sur les N surfaces aérodynamiques considérées. Dans ce cas, l'efficacité globale est égale à N.DP. En revanche, dans la présente invention, cet ordre est distribué différemment sur les N surfaces aérodynamiques 2A à 2N. Cha-

que ordre individuel DPi présente un gain individuel ki et une phase φi dépendant de la fréquence et vérifie ainsi l'expression suivante :

$DPi = ki.e^{j\varphi i}.DP$

Selon l'invention, on réalise une approximation en considérant que les surfaces aérodynamiques 2A à 2N sont soit en phase, soit en opposition de phase. Ainsi, les phases peuvent être réduites à deux valeurs 0 et π, et $e^{j\varphi i}$ prend soit la valeur $1(=e^{0})$, soit la valeur $-1(=e^{j\pi})$. Par conséquent, les gains Ki précités pris en compte dans la présente invention prennent l'une des valeurs suivantes : +ki, –ki. C'est pourquoi les gains Ki utilisés dans la présente invention ne sont pas des gains habituels représentant des entiers positifs, mais peuvent être positifs ou négatifs.

Pour chacune des fréquences qui les composent, les signaux qui possèdent un gain Ki négatif sont égaux aux mêmes signaux multipliés par –1 (donc possédant un gain $|Ki|$), et sont décalés dans le temps d'une demi-période T de la fréquence considérée (représentant un décalage de π).

De plus, comme indiqué précédemment, ces gains Ki (positifs ou négatifs) doivent vérifier l'équation :

$$\sum_{i} |Ki| = N$$

de manière à conserver l'efficacité globale Effg = N.DP [bien entendu DP = Eff(t)] précitée. En effet, cette efficacité globale Effg s'écrit, après ladite durée T prédéterminée :

$$Effg = \sum_{j} Kj.Eff(t) + \sum_{\ell} |K\ell|.Eff(t - T)$$

Les différents j sont les entiers i pour lesquels les gains Kj correspondants sont positifs, et les différents ℓ sont les entiers i pour lesquels les gains $K\ell$ correspondants sont négatifs.

On obtient donc :

$$Effg = \left(\sum_j Kj + \sum_\ell |K\ell| \right).DP = \sum_i |Ki|.DP = N.DP$$

L'efficacité globale Effg vérifie donc bien la valeur N.DP.

On notera qu'avec ledit premier mode de réalisation simplifié précité, il peut toutefois subsister un biais sur l'ordre de pilotage pendant le laps de temps entre t=0 et t=T, pendant lequel l'ordre de pilotage n'est pas complètement réalisé avec la solution précitée.

Pour remédier à cet inconvénient, dans un second mode de réalisation, pour lequel les gains Ki sont tels que la somme $\sum_i Ki$ est différente de zéro, le dispositif de pilotage 1 est formé de manière à réaliser les opérations suivantes :

- initialement (à t=0), appliquer des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

  $Effg = KA.\sum_j Kj.Eff(t)$,

  KA étant un gain qui vérifie la relation suivante :

  $KA.\sum_j Kj = N$

- après ladite durée prédéterminée T (à t=T), appliquer des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

$$Effg = \left[KA.\sum_j Kj.Eff(t) \right] - \left[KB.\sum_j Kj.Eff(t-T) \right] + \left[(KA+KB).\sum_\ell |K\ell| .Eff(t-T) \right]$$

les différents ℓ étant les entiers i pour lesquels les gains $K\ell$ correspondants sont négatifs, et KB étant un gain qui vérifie la relation suivante :

$$\left[(KA-KB).\sum_j Kj \right] + \left[(KA+KB).\sum_\ell |K\ell| \right] = N$$

On notera que le dispositif de pilotage 1 conforme à l'invention permet mathématiquement d'annuler l'excitation de N-1 modes souples, mais, pratiquement, il est très efficace sur au moins N modes structuraux, car plusieurs d'entre eux présentent des déformées très similaires. Un jeu de gains adapté à un mode particulier se trouve naturellement adapté aux autres modes de déformées proches.

REVENDICATIONS

1. Procédé de pilotage d'un aéronef autour d'un axe de pilotage, ledit aéronef comportant une pluralité de N surfaces aérodynamiques (2A à 2N) commandables susceptibles d'engendrer un mouvement de l'aéronef autour dudit axe de pilotage, procédé selon lequel on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'opérations successives suivante :

a) on engendre un ordre de pilotage global relatif audit axe de pilotage ;

b) à partir de cet ordre de pilotage global, on détermine des ordres de commande individuels destinés auxdites N surfaces aérodynamiques (2A à 2N) commandables ; et

c) on applique lesdits ordres de commande individuels auxdites surfaces aérodynamiques (2A à 2N),

caractérisé en ce que :

– à l'étape b), on forme, à partir dudit ordre de pilotage global, N ordres de pilotage individuels relatifs respectivement auxdites N surfaces aérodynamiques (2A, 2N), en multipliant à chaque fois ledit ordre de pilotage global par au moins un gain Ki qui est positif ou négatif, i étant un entier variant de 1 à N et N étant un entier supérieur à 1, lesdits gains Ki étant tels que :

- $\sum_i |Ki| = N$;
- ils permettent de réduire l'excitation de N-1 modes souples de l'aéronef, qui sont responsables d'un inconfort de ce dernier, ces N-1 modes souples étant choisis en fonction des valeurs courantes de paramètres liés à l'aéronef ; et
- appliqués ensemble, lesdits N ordres de pilotage individuels engendrent des effets qui correspondent globalement à l'effet dudit ordre de pilotage global, en ce qui concerne le pilotage de l'aéronef autour dudit axe de pilotage,

ces N ordres étant obtenus par la résolution d'un système linéaire de N-1 équations à N inconnues ;

- à l'étape b), on déduit ensuite desdits ordres de pilotage individuels lesdits ordres de commande individuels ; et
- à l'étape c), on applique auxdites surfaces aérodynamiques (2A à 2N) :
  - initialement, uniquement les ordres de commande individuels qui ont été déduits d'ordres de pilotage individuels obtenus à partir de gains Ki positifs ; et
  - après une durée prédéterminée, tous lesdits ordres de commande individuels déduits à l'étape b).

2. Procédé selon la revendication 1,

caractérisé en ce que ladite durée prédéterminée est la demi-période d'un mode souple qui engendre l'effet le plus négatif sur le confort de l'aéronef.

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

caractérisé en ce que :

- les gains Ki sont tels que la somme $\sum_i Ki$ est égale à zéro ; et

- à l'étape c) :
  - initialement, on applique des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

    $Effg = \sum_j Kj.Eff(t)$,

    les différents j étant les entiers i pour lesquels les gains Kj correspondants sont positifs, et Eff(t) étant l'ordre qu'on enverrait de manière égale aux N surfaces aérodynamiques (2A à 2N) pour obtenir l'effet global N.Eff(t) ; et
  - après ladite durée prédéterminée T, on applique des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

$$Effg = \sum_{j} Kj.Eff(t) + \sum_{\ell} |K\ell|.Eff(t - T)$$

les différents ℓ étant les entiers i pour lesquels les gains Kℓ correspondants sont négatifs.

4. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce que :

- les gains Ki sont tels que la somme $\sum_{i} Ki$ est différente de zéro ; et

- à l'étape c) :

  - initialement, on applique des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

    $$Effg = KA.\sum_{j} Kj.Eff(t),$$

    les différents j étant les entiers i pour lesquels les gains Kj correspondants sont positifs, Eff(t) étant l'ordre qu'on enverrait de manière égale aux N surfaces aérodynamiques (2A à 2N) pour obtenir l'effet global N.Eff(t), et KA étant un gain qui vérifie la relation suivante :

    $$KA.\sum_{j} Kj = N$$

  - après ladite durée prédéterminée T, on applique des ordres de commande engendrant l'effet global Effg suivant :

    $$Effg = \left[KA.\sum_{j} Kj.Eff(t)\right] - \left[KB.\sum_{j} Kj.Eff(t - T)\right]$$

    $$+ \left[(KA + KB).\sum_{\ell} |K\ell| .Eff(t - T)\right]$$

    les différents ℓ étant les entiers i pour lesquels les gains Kℓ correspondants sont négatifs, et KB étant un gain qui vérifie la relation suivante :

    $$\left[(KA - KB).\sum_{j} Kj\right] + \left[(KA + KB).\sum_{\ell} |K\ell|\right] = N$$

5. Procédé selon l'une des revendications 1 à 4,

caractérisé en ce que ledit axe de pilotage est l'axe de roulis de l'aéronef qui est muni de deux ailes, lesdites surfaces aérodynamiques (2A à 2N) sont des ailerons qui sont montés sur lesdites ailes, et N est le nombre d'ailerons.

6. Procédé selon l'une des revendications 1 à 4,

caractérisé en ce que ledit axe de pilotage est l'axe de lacet de l'aéronef, et lesdites surfaces aérodynamiques (2A à 2N) sont des gouvernes de direction dudit aéronef.

7. Dispositif de pilotage d'un aéronef autour d'un axe de pilotage, ledit aéronef comportant une pluralité de N surfaces aérodynamiques (2A à 2N) commandables susceptibles d'engendrer un mouvement de l'aéronef autour dudit axe de pilotage, ledit dispositif (1) comportant :

- des premiers moyens (3) pour engendrer un ordre de pilotage global relatif audit axe de pilotage ;
- des deuxièmes moyens (4A à 4N) pour déterminer, à partir de cet ordre de pilotage global, des ordres de commande individuels destinés auxdites N surfaces aérodynamiques (2A à 2N) commandables ; et
- des troisièmes moyens (6A à 6N) pour appliquer lesdits ordres de commande individuels auxdites surfaces aérodynamiques (2A à 2N),

caractérisé en ce que :

- lesdits deuxièmes moyens (4A à 4N) comportent des moyens (8A à 8N) pour former, à partir dudit ordre de pilotage global, N ordres de pilotage individuels relatifs respectivement auxdites N surfaces aérodynamiques (2A à 2N), en multipliant à chaque fois ledit ordre de pilotage global par au moins un gain Ki qui est positif ou négatif, i étant un entier variant de 1 à N et N étant un entier supérieur à 1, lesdits gains Ki étant tels que :

- $\sum_i |Ki| = N$;
- ils permettent de réduire l'excitation de N-1 modes souples de l'aéronef, qui sont responsables d'un inconfort de ce dernier, ces N-1 modes souples étant choisis en fonction des valeurs courantes de paramètres liés à l'aéronef ; et
  - appliqués ensemble, lesdits N ordres de pilotage individuels engendrent des effets qui correspondent globalement à l'effet dudit ordre de pilotage global, en ce qui concerne le pilotage de l'aéronef autour dudit axe de pilotage,

ces N ordres étant obtenus par la résolution d'un système linéaire de N-1 équations à N inconnues ;

– lesdits deuxièmes moyens (4A à 4N) comportent, de plus, des moyens (9A à 9N) pour déduire desdits ordres de pilotage individuels lesdits ordres de commande individuels ; et

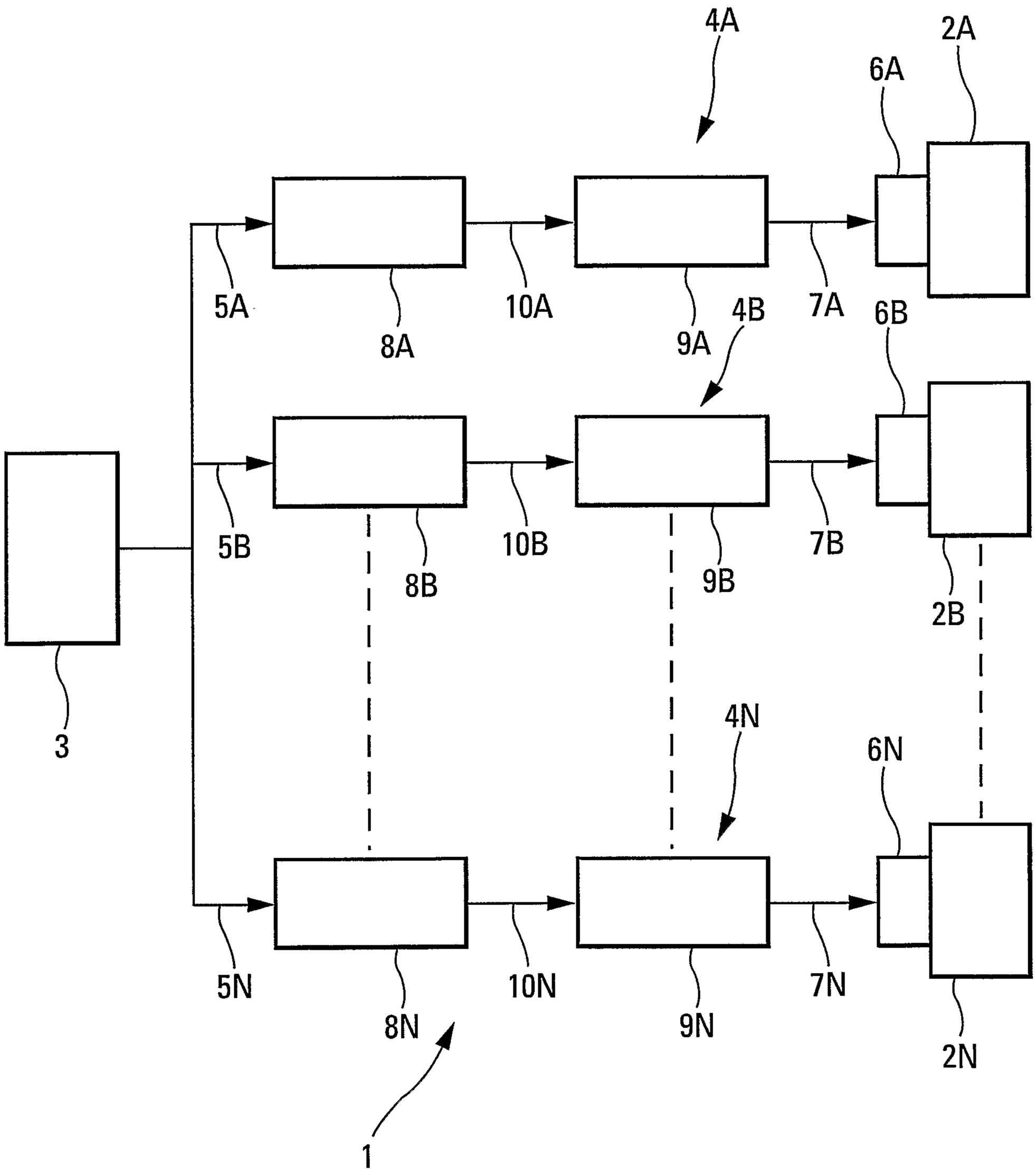
– lesdits troisièmes moyens (6A à 6N) sont formés pour appliquer auxdites surfaces aérodynamiques (2A à 2N) :
  - initialement, uniquement les ordres de commande individuels qui ont été déduits d'ordres de pilotage individuels obtenus à partir de gains Ki positifs ; et
  - après une durée prédéterminée, tous lesdits ordres de commande individuels.

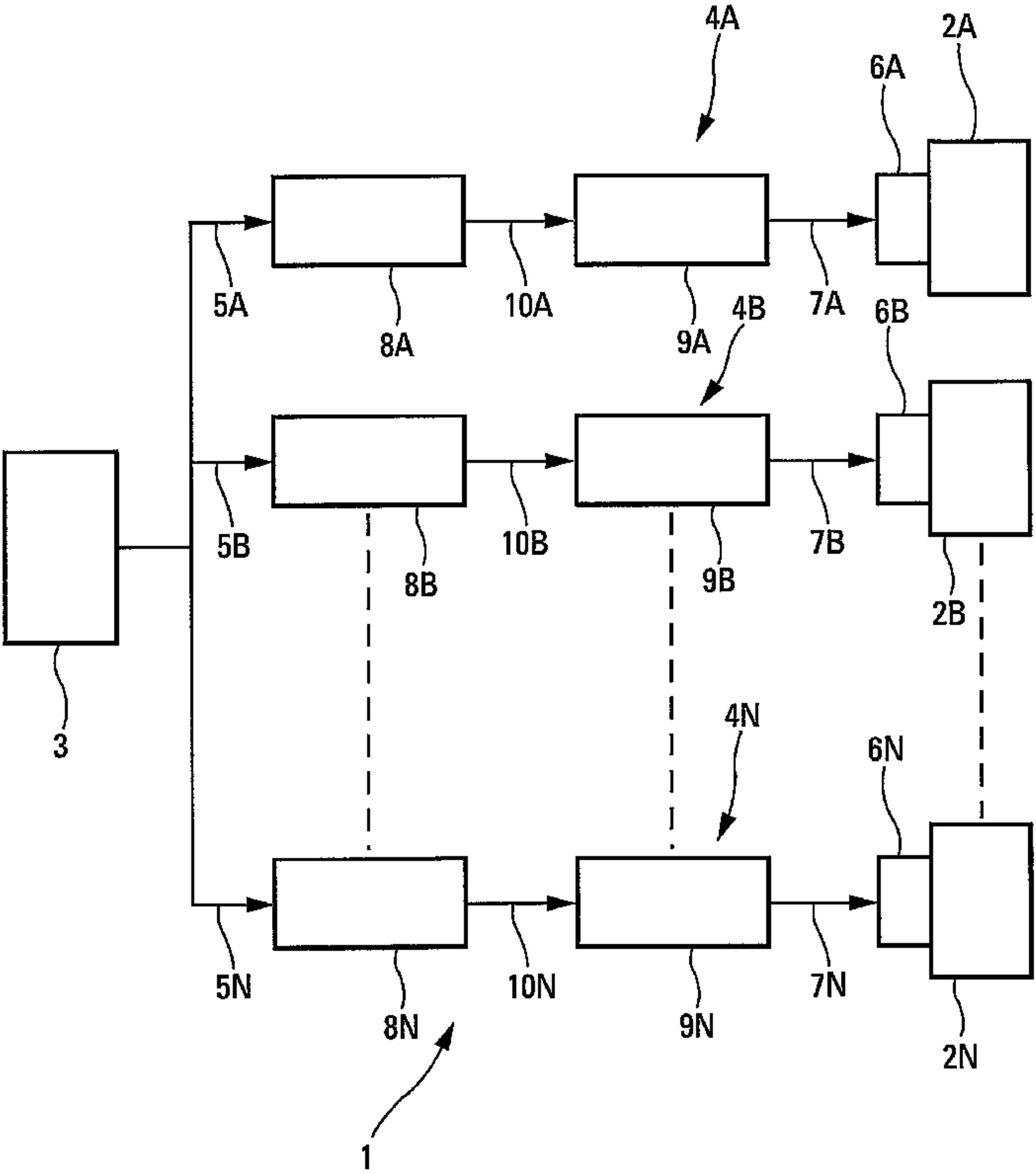
8. Aéronef,

caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) susceptible de mettre en œuvre le procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 6.

9. Aéronef,

caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que celui spécifié sous la revendication 7.


4A
2A
6A
5A
8A
10A
9A
7A
4B
6B
5B
8B
10B
9B
7B
2B
3
4N
6N
5N
8N
10N
9N
7N
2N
1


4A
2A
6A
5A
8A
10A
9A
4B
7A
6B
5B
8B
10B
9B
7B
2B
3
4N
6N
5N
8N
10N
9N
7N
2N
1