

19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

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

2 912 991

21) N° d'enregistrement national : 07 01440

51) Int Cl⁸ : B 64 C 13/18 (2006.01)

12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22) Date de dépôt : 28.02.07.

30) Priorité :

43) Date de mise à la disposition du public de la demande : 29.08.08 Bulletin 08/35.

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) : AIRBUS FRANCE Société anonyme
— FR.

72) Inventeur(s) : FABRE RAIMBAULT NATHALIE,
ADURNO MARCO, BERTHEREAU MATHIEU et COTE
STEPHANE.

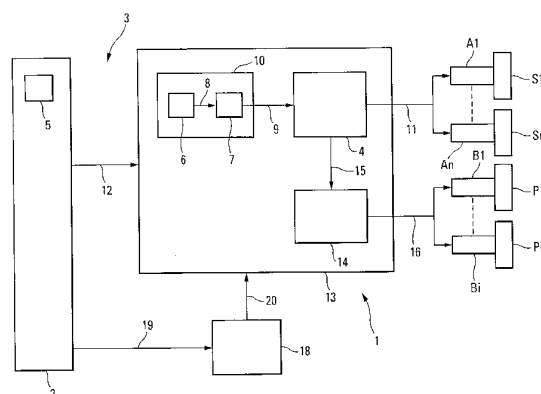
73) Titulaire(s) :

74) Mandataire(s) : CABINET BONNETAT.

54) PROCÉDE ET DISPOSITIF DE RÉDUCTION DYNAMIQUE DE CHARGES ENGENDREES SUR UN AVION.

57) Procédé et dispositif de réduction dynamique de charges engendrées sur la voilure d'un avion.

Le dispositif (1) comporte des moyens (3) susceptibles de détecter une perturbation telle qu'une rafale discrète ou une turbulence continue, et des moyens (4, A1 à An) pour commander le braquage de surfaces de contrôle (S1 à Sn) de l'avion, lors de la détection d'une telle perturbation.



FR 2 912 991 - A1



La présente invention concerne un procédé et un dispositif de réduction dynamique de charges engendrées sur un avion par une perturbation due au vent.

On sait que, dans le cadre d'une certification charge des avions de transport, il faut considérer plusieurs cas de dimensionnement réglementaires liés respectivement :

- à une manœuvre ;
- à une rafale discrète ("discrete gust" en anglais) ; et
- à une turbulence continue ("continuous turbulence" en anglais).

Les deux derniers cas de charges sont parfois plus dimensionnants que les cas de charges liés à une manœuvre. Il serait donc avantageux de pouvoir réduire les niveaux de charge associés à une rafale discrète et à une turbulence continue, ce qui permettrait notamment de réaliser un gain sur la masse structurale de la voilure de l'avion.

On notera que, par la demande de brevet FR-2 883 983, on connaît un procédé et un dispositif destinés à mesurer la turbulence de l'air dans l'environnement d'un aéronef. Ce dispositif utilise, à cet effet, des lidars qui sont montés sur l'aéronef.

La présente invention concerne un procédé de réduction dynamique des charges engendrées sur un avion, en particulier un avion de transport, par une perturbation due au vent. Dans le cadre de la présente invention, on considère qu'une perturbation due au vent peut être :

- une rafale discrète, c'est-à-dire une modélisation du vent simplifiée visant à représenter une turbulence isolée d'une intensité extrême ; ou

- une turbulence continue, c'est-à-dire une modélisation du vent visant à représenter des perturbations atmosphériques qui durent longtemps et qui peuvent exciter les modes structuraux de l'avion peu amortis ; ou
- d'autres types de turbulences.

5 A cet effet, ledit procédé de réduction dynamique de charges engendrées sur un avion par une telle perturbation due au vent, est remarquable, selon l'invention, en ce que :

A/ lors d'un vol de l'avion, on réalise une surveillance permettant de détecter une perturbation due au vent, en mettant en œuvre, de façon automatique et répétitive, la suite d'étapes suivante :

10 a1) on mesure au moins une valeur d'incidence à l'aide d'au moins une sonde d'incidence qui est agencée au niveau du nez de l'avion ;

a2) à l'aide de cette valeur d'incidence mesurée, on détermine un angle d'incidence lié à une perturbation due au vent ;

15 a3) on compare cet angle d'incidence à une première valeur prédéterminée ; et

a4) si ledit angle d'incidence est supérieur à cette première valeur prédéterminée, on détecte une perturbation due au vent ; et

B/ lors de la détection d'une perturbation due au vent, on met en œuvre, de façon automatique, la suite d'étapes suivante :

20 b1) à l'aide dudit angle d'incidence, on détermine des ordres de braquage de surfaces de contrôle de l'avion, qui sont agencées sur les ailes dudit avion, ces ordres de braquage étant tels qu'ils engendrent un braquage desdites surfaces de contrôle selon un angle de braquage particulier, et ceci à une vitesse de braquage maximale ;

25 et

b2) on applique les ordres de braquage ainsi déterminés auxdites surfaces de contrôle.

Ainsi, grâce à l'invention, on est en mesure de détecter, de façon précise et fiable, une perturbation due au vent, telle qu'une rafale discrète ou une turbulence continue par exemple, qui est susceptible d'engendrer une augmentation des charges sur la voilure (les ailes) d'un avion.

5 De plus, lors de la détection d'une telle perturbation, on commande le braquage de surfaces de contrôle de manière à diminuer ces charges. Le braquage de ces surfaces de contrôle est réalisé à une vitesse maximale, ce qui permet de limiter la flexion des ailes causée par la perturbation et permet de réduire, de façon dynamique, le niveau de charge
10 existant au niveau de la voilure, comme précisé davantage ci-dessous.

Grâce à cette réduction dynamique des charges, on est notamment en mesure d'obtenir un gain sur la masse structurale de la voilure de l'avion, ce qui permet en particulier de réduire le coût de fabrication et de fonctionnement dudit avion.

15 On notera que la présente invention met en œuvre une fonction passive de réduction des charges induites par une perturbation due au vent, c'est-à-dire pour laquelle le braquage reste constant dès que la perturbation a été détectée une fois.

En outre, dans un mode de réalisation particulier, à l'étape a4), on
20 est également en mesure de détecter la fin d'une perturbation due au vent (perturbation qui a été préalablement détectée), et à l'étape b2), on applique lesdits ordres de braquage auxdites surfaces de contrôle en continu jusqu'à une durée prédéterminée, par exemple 5 secondes, après ladite fin (ainsi détectée) de cette perturbation. Ce mode de réalisation particulier
25 permet d'obtenir les avantages suivants :

- éviter divers couplages aéroélastiques ;
- faire fonctionner le braquage mis en œuvre conformément à la présente invention également comme une fonction de réduction d'une turbulence passive de type PTA ("Passive Turbulence Alleviation" en anglais). En

effet, cette durée prédéterminée, ainsi qu'un seuil d'activation et un gain précisés ci-dessous, sont choisis de sorte qu'en turbulence très sévère les surfaces de contrôle se braquent au maximum et restent braquées pendant toute la phase de vol turbulent ; et

- 5 – éviter de surveiller une information relative au vent pour prévenir des pannes oscillatoires.

Comme indiqué précédemment, l'angle d'incidence calculé à l'étape a2 est lié à une perturbation due au vent, c'est-à-dire notamment à une rafale discrète ou à une turbulence continue. On sait qu'une telle perturbation concerne des composantes à hautes fréquences du vent. On calcule cet angle d'incidence de manière à ne pas mettre en œuvre la réduction dynamique conforme à l'invention, en manœuvre et/ou pour du vent constant non turbulent. Il est donc nécessaire de déterminer un angle d'incidence tenant compte de la valeur d'incidence effectivement mesurée sur l'avion, mais pour laquelle on a supprimé les composantes relatives à des effets que l'on ne souhaite pas prendre en compte.

Dans un mode de réalisation particulier, à l'étape a2), on détermine ledit angle d'incidence α_{GLA} à l'aide d'une valeur d'incidence α_1 que l'on soumet à un filtrage passe-haut. Ce filtrage passe-haut permet de supprimer la composante continue du vent correspondant à un vent constant (pour lequel on ne souhaite pas mettre en œuvre le procédé conforme à l'invention), afin de conserver uniquement la partie hautes fréquences du vent qui représente la perturbation que l'on cherche à détecter. A cet effet, ladite valeur d'incidence α_1 est calculée préalablement, de façon avantageuse, à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_1 = \alpha_{air} - \alpha_{gr} - \alpha_{cor}$$

dans laquelle :

- α_{air} est un angle d'incidence qui est déterminé à partir de ladite valeur d'incidence mesurée ;

- α_{gr} représente une incidence sol au centre de gravité de l'avion ; et
- α_{cor} est un terme correctif.

Dans ce cas, avantageusement :

- à l'étape a1), on mesure, de plus, une accélération de tangage q_1 et
5 une vitesse vraie VTAS de l'avion ; et
- à l'étape a2), on calcule ledit angle d'incidence α_{air} à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_{air} = \alpha_{mes} + (q_1 \cdot LAOA) / VTAS$$

dans laquelle :

- 10
 - α_{mes} est ladite valeur d'incidence mesurée ; et
 - LAOA est la distance entre ladite sonde d'incidence (qui mesure la valeur d'incidence α_{mes}) et le centre de gravité moyen de l'avion.

En outre, de façon avantageuse :

- à l'étape a1), on mesure, de plus, des composantes relatives à l'avion
15 qui sont définies par rapport à des axes géographiques ; et
- à l'étape a2), on calcule l'incidence α_{gr} à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_{gr} = A \cdot \text{tg}(U_{z1} / U_{x1})$$

dans laquelle :

- 20
 - A est un coefficient prédéterminé ;
 - tg est une tangente ; et
 - U_{z1} et U_{x1} sont les coordonnées de la vitesse sol par rapport à des axes verticaux et longitudinaux de l'avion, qui sont déterminées à partir desdites composantes mesurées.

25 De plus, de façon avantageuse :

- à l'étape a1), on mesure des composantes relatives à l'avion qui sont définies par rapport à des axes géographiques ; et
- à l'étape a2), on calcule le terme correctif α_{cor} à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_{cor} = (B.Wz1) / VTAS$$

dans laquelle :

- B est un coefficient prédéterminé ;
- Wz1 est une composante verticale du vent, qui est déterminée à partir des dites composantes mesurées ; et
- VTAS est la vitesse vraie de l'avion.

Le calcul de ce terme correctif α_{cor} permet de supprimer, dans l'angle d'incidence α_{GLA} utilisé, les effets d'une manœuvre (notamment les effets de projection en φ).

Comme indiqué précédemment, les dites surfaces de contrôle sont braquées à une vitesse de braquage maximale. Dans un mode de réalisation simplifié, on utilise simplement la vitesse de braquage maximale possible pour les surfaces de contrôle considérées.

Toutefois, dans un mode de réalisation préféré, on modifie les limiteurs de vitesse des actionneurs dans les calculateurs de commande de vol de manière à obtenir des vitesses qui sont supérieures aux vitesses maximales autorisées usuellement pour les dites surfaces de contrôle. Plus précisément, on modifie (de façon usuelle) ces limiteurs de vitesse de manière à obtenir une vitesse de braquage maximale qui est telle que le profil de l'excitation engendrée sur les ailes par le braquage des dites surfaces de contrôle ressemble, à une marge près, au profil du vent qui est à l'origine de ladite perturbation. Ceci permet d'obtenir une réduction particulièrement efficace des charges engendrées sur la voilure.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, ledit avion comporte une pluralité d'ailerons agencés sur ses ailes, et les dites surfaces de contrôle représentent les différents ailerons de l'avion, qui sont braqués de façon symétrique par rapport à l'axe longitudinal de l'avion, lorsque lesdits ordres de braquage sont émis.

En outre, dans un mode de réalisation particulier, à l'étape b1), on détermine des ordres de braquage qui engendrent, sur chaque surface de contrôle, en particulier sur chaque aileron :

- un angle de braquage maximal, par exemple 15° , lorsque ledit angle d'incidence α_{GLA} est supérieur ou égal à une seconde valeur prédéterminée, par exemple $3,5^\circ$, qui est supérieure à ladite première valeur prédéterminée, par exemple 1° ; et
- un angle de braquage particulier, lorsque ledit angle d'incidence α_{GLA} est compris entre lesdites première et seconde valeurs prédéterminées, la valeur dudit angle de braquage particulier étant obtenue à partir d'une relation linéaire entre un angle nul à ladite première valeur prédéterminée et un angle correspondant audit angle de braquage maximal à ladite seconde valeur prédéterminée.

La réduction dynamique de charges, mise en œuvre par la présente invention, est donc activée lorsque l'angle d'incidence dépasse un seuil donné, correspondant à ladite première valeur prédéterminée. La prise en compte de ce seuil permet d'éviter tout déclenchement de la fonction de réduction pour des turbulences faibles. Ceci permet notamment de ne pas trop fatiguer les actionneurs des surfaces de contrôle. De plus, ce seuil permet de rendre plus robuste le découplage entre le vent et la manœuvre.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier :

- à l'étape A, on détermine, de plus, les valeurs actuelles de la masse, de la vitesse, de l'altitude et de la configuration de l'avion ; et
- à l'étape B, on met en œuvre lesdites sous-étapes b1) et b2), uniquement si les conditions suivantes sont toutes vérifiées, en tenant compte desdites valeurs actuelles ainsi déterminées :
 - la masse de l'avion est située dans une plage de masses prédéterminée ;

- la vitesse de l'avion est située dans un domaine de vitesses prédéterminé ;
- l'altitude de l'avion est inférieure à une altitude maximale prédéterminée ; et
- 5 • la configuration de l'avion est une configuration lisse.

Ainsi, on limite le domaine d'activation de la fonction de réduction conforme à la présente invention aux seules contraintes de charge, afin de ne pas l'activer (et donc de ne pas réduire la capacité de l'avion en manœuvre) pour des cas qui ne posent pas de problèmes en ce qui concerne
10 les charges.

Par ailleurs, de façon avantageuse :

- on calcule un ordre de braquage auxiliaire pour au moins une surface de contrôle auxiliaire, notamment une gouverne de profondeur de l'avion, qui permet de compenser un moment de tangage (à cabrer ou à piquer) engendré par le braquage à l'étape b2) desdites surfaces de contrôle ;
15 et
- on applique cet ordre de braquage auxiliaire à ladite surface de contrôle auxiliaire.

La présente invention concerne également un dispositif de réduction dynamique de charges engendrées sur un avion, en particulier un avion de transport, par une perturbation due au vent, telle qu'une rafale discrète ou une turbulence continue notamment.
20

Selon l'invention, ledit dispositif est remarquable en ce qu'il comporte :

- 25 – des premiers moyens pour réaliser une surveillance de l'avion permettant de détecter une perturbation due au vent lors d'un vol de l'avion, lesdits premiers moyens comprenant les moyens suivants qui mettent en œuvre de façon répétitive les opérations correspondantes :

- au moins une sonde d'incidence qui est agencée au niveau du nez de l'avion et qui est susceptible de mesurer une valeur d'incidence ;
- des moyens pour déterminer, à l'aide de la valeur d'incidence mesurée par ladite sonde d'incidence, un angle d'incidence qui est lié à
5 une perturbation due au vent ;
- des moyens pour comparer cet angle d'incidence à une première valeur prédéterminée ; et
- des moyens pour déduire de cette comparaison une détection d'une
10 perturbation due au vent, si ledit angle d'incidence est supérieur à cette première valeur prédéterminée ; et
- des deuxièmes moyens pour déterminer, lors de la détection par lesdits premiers moyens d'une perturbation due au vent, à l'aide dudit angle d'incidence, des ordres de braquage de surfaces de contrôle de l'avion, qui sont agencées sur les ailes dudit avion, ces ordres de braquage
15 étant tels qu'ils engendrent un braquage desdites surfaces de contrôle selon un angle de braquage particulier, et ceci à une vitesse de braquage maximale ; et
- des troisièmes moyens pour appliquer lesdits ordres de braquage auxdites surfaces de contrôle.

20 En outre, dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif comporte de plus :

- des moyens pour calculer un ordre de braquage auxiliaire qui est destiné à au moins une surface de contrôle auxiliaire, notamment une gouverne de profondeur de l'avion, et qui permet de compenser un moment de
25 tangage (à cabrer ou à piquer) engendré par le braquage desdites surfaces de contrôle ; et
- des moyens pour appliquer cet ordre de braquage auxiliaire à ladite surface de contrôle auxiliaire.

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 dispositif conforme à l'invention.

5 La figure 2 est un graphique illustrant un angle de braquage d'une surface de contrôle en fonction d'un angle d'incidence.

La figure 3 est le schéma synoptique de moyens de calcul permettant de déterminer un angle d'incidence qui est lié à une perturbation due au vent.

10 Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à réduire, de façon dynamique, des charges engendrées notamment sur les ailes d'un avion (non représenté), par exemple d'un avion de transport, charges qui sont engendrées par une perturbation due au vent. Dans le cadre de la présente invention, on considère qu'une perturbation due au vent peut être notamment :

- 15 – une rafale discrète ("discrete gust" en anglais), c'est-à-dire une modélisation du vent simplifiée visant à représenter une turbulence isolée d'une intensité extrême ; ou
- une turbulence continue ("continuous turbulence" en anglais), c'est-à-dire 20 une modélisation du vent visant à représenter des perturbations atmosphériques qui durent longtemps et qui peuvent exciter les modes structuraux de l'avion peu amortis ; ou
- d'autres types de turbulences.

Selon l'invention, ledit dispositif 1 comporte :

- 25 – un ensemble 2 de sources d'informations qui sont susceptibles de mesurer, de façon usuelle, les valeurs de paramètres de l'avion, précisés ci-dessous ;

- des moyens 3 qui sont destinés à réaliser une surveillance de l'avion de manière à pouvoir détecter une perturbation due au vent, de type précité, lors d'un vol de l'avion ;
- des moyens 4 pour déterminer, lors de la détection par lesdits moyens 3 d'une perturbation due au vent, des ordres de braquage précisés ci-dessous de surfaces de contrôle S1 à Sn (ailerons, spoilers, ...) de l'avion, n étant un entier. Ces surfaces de contrôle S1 à Sn sont agencées sur les ailes dudit avion. Selon l'invention, lesdits ordres de braquage sont tels qu'ils engendrent un braquage desdites surfaces de contrôle S1 à Sn (vers le haut ou vers le bas en fonction du sens de la perturbation détectée, afin de pouvoir contrecarrer les effets de cette perturbation), selon un angle de braquage particulier, et ceci à une vitesse de braquage maximale (précisée ci-dessous) ; et
- des moyens d'actionnement usuels A1 à An. Chacun de ces moyens d'actionnement A1 à An est associé à l'une desdites surfaces de contrôle S1 à Sn. Ces moyens d'actionnement A1 à An reçoivent les ordres de braquage déterminés par lesdits moyens 4 (via une liaison 11) et engendrent un angle de braquage BR pour chacune desdites surfaces de contrôle S1 à Sn, cet angle de braquage BR étant conforme audit ordre de braquage reçu.

De plus, selon l'invention, lesdits moyens de surveillance 3 comportent :

- au moins une sonde d'incidence 5 qui fait partie dudit ensemble 2 de sources d'informations, qui est agencée au niveau du nez de l'avion, et qui est susceptible de mesurer une valeur d'incidence α_{mes} ;
- des moyens 6 qui sont susceptibles de déterminer, de la manière précisée ci-dessous, à l'aide de la valeur d'incidence α_{mes} mesurée par ladite sonde d'incidence 5, un angle d'incidence α_{GLA} qui est lié à une

perturbation due au vent telle que considérée dans la présente invention ; et

- des moyens 7 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 8 auxdits moyens 6 et qui comparent cet angle d'incidence α_{GLA} à une première valeur prédéterminée d'angle d'incidence, par exemple 1° .

5 Les moyens 6 et 7 peuvent faire partie d'une unité de calcul 10. Lesdits moyens 7 déduisent de la comparaison précitée l'existence d'une perturbation due au vent, si ledit angle d'incidence α_{GLA} est supérieur à cette première valeur prédéterminée et, lorsqu'une telle perturbation est
10 détectée, ils en informent lesdits moyens 4 par l'intermédiaire d'une liaison 9.

Lesdits moyens 4 déterminent alors, de la manière précisée ci-dessous, lesdits ordres de braquage en utilisant ledit angle d'incidence α_{GLA} qu'ils reçoivent de ladite unité de calcul 10.

15 Ainsi, le dispositif 1 conforme à l'invention est en mesure de détecter, à l'aide desdits moyens de surveillance 3, et ceci de façon précise et fiable, toute perturbation due au vent, telle qu'une rafale discrète ou une turbulence continue par exemple, qui est susceptible d'engendrer une augmentation des charges sur la voilure (les ailes) de l'avion.

20 De plus, lors de la détection d'une telle perturbation, le dispositif 1 commande le braquage de surfaces de contrôle S_1 à S_n de manière à diminuer ces charges. Le braquage de ces surfaces de contrôle S_1 à S_n est réalisé à une vitesse maximale, ce qui permet de limiter la flexion des ailes causée par la perturbation et permet de réduire, de façon dynamique, le
25 niveau de charge existant au niveau de la voilure, comme précisé davantage ci-dessous.

Grâce à cette réduction dynamique de charges de type GLA ("Gust Load Alleviation" en anglais), on est en mesure d'obtenir un gain sur la

masse structurale de la voilure de l'avion, ce qui permet notamment de réduire le coût de fabrication et de fonctionnement dudit avion.

La réduction dynamique de charges, mise en œuvre par le dispositif 1, est donc réalisée lorsque l'angle d'incidence α_{GLA} dépasse un seuil donné, correspondant à ladite première valeur prédéterminée (par exemple 1°). La prise en compte de ce seuil permet d'éviter tout déclenchement de la fonction de réduction pour des turbulences faibles. Ceci permet notamment de ne pas trop fatiguer les actionneurs A1 à An des surfaces de contrôle S1 à Sn. De plus, ce seuil permet de rendre plus robuste le découplage entre le vent et la manœuvre.

En outre, dans un mode de réalisation particulier, lesdits moyens de surveillance 3 sont également en mesure de détecter la fin d'une perturbation due au vent (perturbation qui a été préalablement détectée), et les actionneurs A1 à An appliquent les ordres de braquage auxdites surfaces de contrôle S1 à Sn, en continu, jusqu'à une durée prédéterminée (par exemple 5 secondes) après la fin de cette perturbation. Ce mode de réalisation particulier permet d'obtenir les avantages suivants :

- éviter divers couplages aéroélastiques ;
- faire fonctionner le braquage mis en œuvre par le dispositif 1 également comme une fonction de réduction d'une turbulence passive de type PTA ("Passive Turbulence Alleviation" en anglais). En effet, cette durée prédéterminée, ainsi que le seuil d'activation et un gain précisé ci-dessous, sont choisis de sorte que lors d'une turbulence très sévère les surfaces de contrôle S1 à Sn se braquent au maximum et restent braquées pendant toute la phase de vol turbulent ; et
- éviter de surveiller une information relative au vent pour prévenir des pannes oscillatoires.

On notera que les charges voilure lors d'une rafale sont principalement pilotées par la réponse du premier mode souple de la voilure (ailes)

de l'avion. La réduction de charge de type GLA, mise en œuvre par le dispositif 1, a pour but de diminuer ces charges en introduisant une excitation qui est opposée au vent pour ce premier mode souple. Ce premier mode souple de la voilure est un mode de flexion symétrique. La déformée modale est donc plus importante en extrémité de voilure. Aussi, dans un mode de réalisation préféré, lesdites surfaces de contrôle S1 à Sn sont des ailerons de l'avion, qui de façon usuelle sont agencés aux extrémités des ailes. Ces ailerons sont donc particulièrement bien adaptés pour contrôler ledit premier mode voilure précité, et ceci via un mouvement symétrique.

10 Aussi, selon l'invention, les ordres de braquage engendrés par lesdits moyens 4 et appliqués auxdits ailerons par l'intermédiaire desdits actionneurs A1 à An sont tels que les différents ailerons de l'avion sont braqués de façon symétrique par rapport à l'axe longitudinal de l'avion.

Le dispositif conforme à l'invention permet ainsi d'engendrer une réduction de la flexion des ailes à travers deux effets :

- 15 – le braquage des ailerons externes modifie (par un effet quasi-statique) la distribution de la portance le long de l'envergure des ailes en faveur d'une position plus interne, ce qui réduit le moment de flexion des ailes pour une portance donnée ; et
- 20 – le braquage à vitesse élevée (vitesse maximale) des ailerons engendre une réponse dynamique relative à un mode de flexion des ailes, qui neutralise au moins une partie de la réponse dynamique engendrée par la perturbation due au vent.

On notera que, dans le cadre de la présente invention, pour être efficace, le braquage effectif des surfaces de contrôle S1 à Sn (qui sont agencées sur les ailes de l'avion) doit être réalisé au moment même où le vent qui est à l'origine de la perturbation (perturbation qui a été détectée préalablement par une mesure d'incidence réalisée au niveau du nez de l'avion) atteint les ailes. Le temps de réponse (entre la détection réalisée

par les moyens 3, la génération des ordres de braquage réalisée par les moyens 4 et leur application mise en œuvre par les actionneurs A1 à An) est directement lié à la vitesse correspondant au cas de charge dimensionnant et à la géométrie de l'avion. A titre d'exemple, dans le cas extrême de VMO/MMO, avec VMO ("Velocity Maximum Operating" en anglais) la vitesse maximale opérationnelle, et MMO ("Maximum Operating Mach Number" en anglais) le Mach maximal opérationnel, avec une distance de 19,5 m entre le nez de l'avion et la voilure, il faut 75 ms à une rafale pour arriver sur la voilure. En termes de système, cela se traduit par un temps maximal admissible de 50 ms entre l'acquisition de la valeur d'incidence par la sonde d'incidence 5 (ou une pluralité de sondes 5) et la génération de l'ordre de braquage par les moyens 4. Afin d'optimiser le temps de traitement et d'acquisition, la valeur d'incidence α mesurée par la ou les sondes 5 est directement transmise de cette ou de ces sondes 5 vers les moyens 6, par exemple des calculateurs de commande de vol primaires de type FCPC ("Flight Control Primary Computer" en anglais), donc sans passer (comme cela est le cas usuellement) par des unités de référence inertielle par exemple de type ADIRU ("Air Data Inertial Reference Unit" en anglais). Cette valeur peut ainsi être acquise en 10 ms.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif 1 comporte de plus :

- des moyens 14 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 15 auxdits moyens 4 et qui sont destinés à calculer un ordre de braquage auxiliaire pour au moins une surface de contrôle auxiliaire de l'avion, telle qu'une gouverne de profondeur par exemple. Dans un mode de réalisation préféré, cet ordre de braquage auxiliaire est appliqué à une pluralité de surfaces de contrôle auxiliaires individuelles P1 à Pi de l'avion, i étant un entier. Cet ordre de braquage auxiliaire est tel qu'il permet de compenser le moment de tangage à cabrer ou à piquer qui

est engendré par le braquage desdites surfaces de contrôle S1 à Sn lors de l'application de l'ordre de braquage calculé par les moyens 4. Lesdits moyens 14 déterminent donc préalablement, de façon usuelle, ledit moment de tangage à cabrer ou à piquer et en déduisent ledit ordre de braquage auxiliaire ; et

- des moyens d'actionnement usuels B1 à Bi qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 16 auxdits moyens 14 et qui sont susceptibles d'amener la ou les surfaces de contrôle auxiliaires P1 à Pi (gouverne de profondeur, plan horizontal, ailerons, spoilers, ...) dans une position représentative de l'ordre de braquage auxiliaire déterminé par lesdits moyens 14.

Dans un mode de réalisation particulier, ladite unité de calcul 10 et lesdits moyens 4 et 14 font partie d'une unité centrale 13 qui est, par exemple, reliée par l'intermédiaire d'une liaison 12 à l'ensemble 2 de sources d'informations.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, le dispositif 1 comporte de plus :

- des moyens usuels (non représentés individuellement) qui font partie dudit ensemble 2 de sources d'informations, et qui sont formés de manière à déterminer les valeurs actuelles de la masse, de la vitesse, de l'altitude et de la configuration de l'avion ; et
- des moyens 18 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 19 audit ensemble 2, qui reçoivent ces valeurs actuelles et qui activent (via une liaison 20) la fonction de réduction mise en œuvre par ladite unité centrale 13.

Dans un mode de réalisation particulier, lesdits moyens 18 activent la fonction de réduction uniquement si les conditions suivantes sont vérifiées simultanément, en tenant compte desdites valeurs actuelles de la masse, de la vitesse, de l'altitude et de la configuration de l'avion :

- la masse actuelle de l'avion est située dans une plage de masses prédéterminée, par exemple [MTOW–Mj ; MTOW] avec MTOW ("Maximum Take-Off Weight" en anglais) la masse maximale au décollage et Mj une valeur de masse prédéterminée dépendant notamment du type de l'avion ;
- la vitesse actuelle de l'avion est située dans un domaine de vitesses prédéterminé, par exemple [Vmin ; VMO + Vj] avec Vmin une vitesse minimale prédéterminée, Vj une vitesse prédéterminée, et VMO la vitesse maximale opérationnelle ;
- l'altitude actuelle de l'avion est inférieure à une altitude maximale prédéterminée correspondant par exemple à 45 000 pieds (environ 13,5 km) ; et
- la configuration actuelle de l'avion est une configuration lisse (ou non hypersustentée) pour laquelle les becs et les volets sont rentrés.

Ainsi, les moyens 18 limitent le domaine d'activation de la fonction de réduction aux seules contraintes de charge, afin de ne pas l'activer (et donc de ne pas réduire la capacité de l'avion en manœuvre) pour des cas qui ne posent pas de problèmes en ce qui concerne les charges.

Dans le cadre de la présente invention, la fonction de réduction de charges, mise en œuvre par le dispositif 1, peut être fonction de la masse de l'avion, mais aussi de la masse du fuel et de sa répartition, ou bien de la masse de la charge utile. Elle peut également être fonction de la position du centre de gravité de l'avion. De plus, elle peut être fonction de la position des becs et volets et ne pas se limiter à une configuration lisse.

Dans un mode de réalisation préféré, lesdits moyens 4 déterminent des ordres de braquage qui engendrent, sur chaque surface de contrôle S1 à Sn, par exemple sur chaque aileron :

- un angle de braquage maximal, par exemple 15° , lorsque ledit angle d'incidence α_{GLA} (reçu de l'unité de calcul 10) est supérieur ou égal à

une seconde valeur prédéterminée, par exemple $3,5^\circ$, qui est supérieure à ladite première valeur prédéterminée précitée, par exemple 1° , comme représenté sur la figure 2 qui illustre l'angle de braquage BR en fonction de l'angle d'incidence α_{GLA} ; et

- 5 – un angle de braquage particulier, lorsque ledit angle d'incidence α_{GLA} est compris entre lesdites première et seconde valeurs prédéterminées, par exemple entre 1° et $3,5^\circ$. La valeur dudit angle de braquage particulier est obtenue à partir d'une relation linéaire (représentée par un segment linéaire sur la figure 2) entre un angle BR nul à ladite première
- 10 valeur prédéterminée (1°) et ledit angle de braquage maximal (15°) à ladite seconde valeur prédéterminée (35°).

De plus, comme indiqué précédemment, lorsque ledit angle d'incidence α_{GLA} est inférieur à ladite première valeur prédéterminée (1°), aucune perturbation n'est détectée, et donc aucun braquage (en vue d'une

15 réduction de charges) n'est mis en œuvre.

Ledit angle de braquage maximal (par exemple 15°) est choisi de manière à obtenir une cohérence entre la réduction GLA mise en œuvre par la présente invention et une réduction usuelle de type MLA ("Maneuver Load Alleviation" en anglais). Cet angle de braquage maximal n'est

20 pas augmenté davantage pour laisser suffisamment d'autorité en roulis. De plus, une analyse dynamique prenant en compte les performances des actionneurs A1 à An a montré qu'au-delà de cet angle de braquage maximal, on n'obtient quasiment plus aucun avantage pour la charge voilure.

En outre, comme indiqué précédemment, lesdites surfaces de

25 contrôle S1 à Sn sont braquées à une vitesse de braquage maximale. Dans un mode de réalisation simplifié, on utilise simplement la vitesse de braquage maximale possible pour les surfaces de contrôle S1 à Sn considérées, qui est fixée pour chaque surface de contrôle S1 à Sn par un limiteur de vitesse usuel associé.

Toutefois, dans un mode de réalisation préféré, on modifie des limiteurs de vitesse usuels des actionneurs A1 à An de manière à obtenir des vitesses qui sont supérieures aux vitesses maximales autorisées usuellement pour lesdites surfaces de contrôle S1 à Sn. Pour ce faire, on

5 augmente la valeur des limiteurs de la vitesse de braquage définis dans les calculateurs de commandes de vol pour profiter des capacités maximales des servocommandes des actionneurs. Plus précisément, on réalise une modification de manière à obtenir une vitesse de braquage maximale qui est telle que le profil de l'excitation engendrée sur les ailes par le braquage

10 desdites surfaces de contrôle S1 à Sn ressemble, à une marge près, au profil du vent qui est à l'origine de ladite perturbation. Ce profil du vent est déterminé de façon usuelle en analysant la valeur d'incidence α_{mes} mesurée. Ceci permet d'obtenir une réduction particulièrement efficace des charges engendrées sur la voilure.

15 Comme indiqué précédemment, l'angle d'incidence α_{GLA} calculé par les moyens 6 est lié à une perturbation due au vent, c'est-à-dire soit à une rafale discrète, soit à une turbulence continue. On sait qu'une telle perturbation concerne des composantes à hautes fréquences du vent. Aussi, les moyens 6 calculent cet angle d'incidence α_{GLA} de manière à ne

20 pas mettre en œuvre la réduction dynamique conforme à l'invention, en manœuvre et/ou pour du vent constant non turbulent. Il est donc nécessaire de déterminer un angle d'incidence α_{GLA} tenant compte de la valeur d'incidence α_{mes} effectivement mesurée sur l'avion, mais pour laquelle on a supprimé les composantes relatives à des effets que l'on ne souhaite

25 pas prendre en compte.

Pour ce faire, dans un mode de réalisation particulier, lesdits moyens 6 comportent, comme représenté sur la figure 3 :

- un moyen de calcul 22 qui est destiné à calculer un angle d'incidence α_{air} , à partir de la valeur d'incidence α_{mes} mesurée ;

- un moyen de calcul 23 qui est destiné à déterminer une incidence α_{gr} (au centre de gravité de l'avion) ;
- un moyen de calcul 24 qui est destiné à déterminer un terme (de valeur d'incidence) correctif α_{cor} ;
- 5 – un moyen de calcul 25 qui est relié par l'intermédiaire de liaisons 26, 27 et 28 respectivement auxdits moyens de calcul 22, 23 et 24 et qui calcule une valeur d'incidence α_1 à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_1 = \alpha_{air} - \alpha_{gr} - \alpha_{cor} ; \text{ et}$$
- un moyen de filtrage 29 qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison 30
 10 audit moyen de calcul 25 et qui réalise un filtrage passe-haut de la valeur d'incidence α_1 reçue dudit moyen de calcul 25 de manière à former ledit angle d'incidence α_{GLA} qu'il transmet par l'intermédiaire de la liaison 8.

Le filtrage passe-haut mis en œuvre par le moyen de filtrage 29
 15 permet de supprimer la composante continue du vent correspondant à un vent constant (pour lequel on ne souhaite pas mettre en œuvre la réduction conforme à l'invention), afin de conserver uniquement la partie hautes fréquences du vent qui représente la perturbation que l'on cherche à détecter.

20 Dans un mode de réalisation particulier :

- l'ensemble 2 de sources d'informations comporte des moyens usuels (non représentés individuellement) pour mesurer l'accélération de tangage q_1 de l'avion et la vitesse vraie VTAS de l'avion. La vitesse vraie VTAS ("True Air Speed" en anglais) est la vitesse du centre de gravité
 25 de l'avion par rapport à l'air non perturbé ; et
- ledit moyen de calcul 22 reçoit ces valeurs mesurées par l'intermédiaire d'une liaison 12A, et il calcule ledit angle d'incidence α_{air} à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_{air} = \alpha_{mes} + (q_1 \cdot LAOA) / VTAS$$

dans laquelle LAOA est la distance entre la sonde d'incidence 5 et le centre de gravité moyen de l'avion.

En outre, pour calculer l'incidence α_{gr} :

- l'ensemble 2 de sources d'informations comporte des moyens usuels (non représentés individuellement) pour mesurer des composantes relatives à l'avion, qui sont définies par rapport à des axes géographiques (relatifs à un repère géographique RO) et précisées ci-dessous ; et
- ledit moyen de calcul 23 reçoit ces composantes mesurées par l'intermédiaire d'une liaison 12B, et il est formé de manière à calculer l'incidence α_{gr} à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_{gr} = A.tg(Uz1/Ux1) \quad (1)$$

dans laquelle :

- A est un coefficient prédéterminé ;
- tg est une tangente ; et
- Uz1 et Ux1 sont les coordonnées de la vitesse sol par rapport à des axes verticaux et longitudinaux de l'avion, qui sont déterminées à partir desdites composantes mesurées.

On sait que les composantes ($Ux1$, $Uy1$, $Uz1$) de la vitesse sol selon des axes liés à avion (relatifs à un repère avion R1) ne sont pas directement disponibles sur l'avion. En revanche, l'ensemble 2 ou le moyen de calcul 23 peut les calculer à partir :

- de composantes de la vitesse de l'avion en axes géographiques (V_{nord} [exprimé en nœuds], V_{est} [exprimé en nœuds], V_z [exprimé en pieds par minute]) calculées par un système de référence inertiel de type IRS ("Inertiel Reference System" en anglais) [labels 365/366/367] qui fait partie de l'ensemble 2. V_{nord} est la vitesse selon le Nord et V_{est} est la vitesse selon l'Est ; et

- d'une matrice de changement de repère M01 qui peut être déterminée de façon usuelle à partir d'angles de roulis, de dérapage et de tangage mesurés par des moyens appropriés faisant partie de l'ensemble 2.

Cette matricie M01 qui permet de réaliser un changement du repère géographique RO (comprenant lesdits axes géographiques) au repère avion R1 s'écrit :

$$M01 = \begin{bmatrix} M11 & M21 & M31 \\ M12 & M22 & M32 \\ M13 & M23 & M33 \end{bmatrix}$$

On sait que le vecteur vitesse sol en repère géographique RO s'écrit :

$$\overline{(U)}_0 = \begin{cases} U_{x0} = V_{\text{nord}} \cdot \frac{1852}{3600} \\ U_{y0} = V_{\text{est}} \cdot \frac{1852}{3600} \\ U_{z0} = V_z \cdot \frac{0.3048}{60} \end{cases} \quad (2)$$

Les valeurs U_{x0} , U_{y0} et U_{z0} sont exprimés en mètres par seconde dans cette expression (2).

On notera que les valeurs ayant une référence "0" sont relatives au repère géographique RO et celles ayant une référence "1" sont relatives au repère avion R1 dans la présente description.

En réalisant un changement de repère à l'aide de la matrice M01 précitée, on obtient les valeurs U_{x1} et U_{z1} suivantes :

$$\begin{cases} U_{x1} = M11.U_{x0} + M21.U_{y0} + M31.U_{z0} \\ U_{z1} = M13.U_{x0} + M23.U_{y0} + M33.U_{z0} \end{cases}$$

Avec les valeurs de U_{x1} et U_{z1} ainsi obtenues, l'unité de calcul 24

calcule alors l'incidence α_{gr} en utilisant l'expression (1) précitée.

En outre, pour déterminer le terme correctif α_{cor} :

- ledit ensemble 2 de sources d'informations comporte des moyens usuels (non représentés individuellement) pour mesurer des composantes relatives à l'avion, qui sont définies par rapport au repère géographique RO ; et
- ledit moyen de calcul 24 reçoit ces composantes mesurées par l'intermédiaire d'une liaison 12C, et il est formé de manière à calculer le terme correctif α_{cor} à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_{cor} = (B \cdot Wz1_{est}) / VTAS$$

dans laquelle :

- B est un coefficient prédéterminé ;
- Wz1 est une composante verticale du vent dans le repère avion R1, qui est déterminée à partir des dites composantes mesurées ; et
- VTAS est la vitesse vraie mesurée de l'avion.

L'ensemble 2 ou le moyen de calcul 24 doit donc estimer la composante verticale du vent Wz1, qui est définie de la manière suivante :

$$Wz1 = M13 \cdot Wx0 + M23 \cdot Wy0 + M33 \cdot Wz0 \quad (3)$$

Pour ce faire, on calcule les composantes du vent dans le repère géographique RO en tenant compte des différences entre les composantes air ($Vx0, Vy0, Vz0$) relatives à $\vec{V}(0)$ et les composantes sol ($Ux0, Uy0, Uz0$) relatives à $\vec{U}(0)$. Comme on connaît par l'expression (2) précitée de $\vec{U}(0)$ les composantes sol, on peut estimer les composantes air.

L'information de dérapage n'étant pas acquise sur longue distance, on utilise la valeur de dérapage β estimée qui est utilisée de façon usuelle dans les lois de pilotage, ce qui permet de calculer :

$$\vec{(V)}_1 = \begin{cases} V_{x1} = VTAS \cdot \cos(\alpha_{mes}) \cdot \cos \beta \\ V_{y1} = VTAS \cdot \sin \beta \\ V_{z1} = VTAS \cdot \sin(\alpha_{mes}) \cdot \cos \beta \end{cases}$$

Avec un changement de repère, on obtient :

$$\vec{(V)}_0 = [M01]^{-1} \cdot \vec{(V)}_1 = [M01]^T \cdot \vec{(V)}_1$$

On en déduit les composantes du vent (W_{x0} , W_{y0} , W_{z0}) dans le repère géographique RO , à l'aide de l'expression suivante :

$$\vec{(W)}_0 = \vec{(U)}_0 - \vec{(V)}_0,$$

ce qui permet de calculer ladite composante W_{z1} en utilisant l'expression (3) précitée.

On notera que lesdites liaisons 12A, 12B et 12C font partie de la liaison 12 de la figure 1.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de réduction dynamique de charges engendrées sur un avion par une perturbation due au vent, caractérisé en ce que :

5 A/ lors d'un vol de l'avion, on réalise une surveillance permettant de détecter une perturbation due au vent, en mettant en œuvre, de façon automatique et répétitive, la suite d'étapes suivante :

a1) on mesure au moins une valeur d'incidence à l'aide d'au moins une sonde d'incidence (5) qui est agencée au niveau du nez de l'avion ;

10 a2) à l'aide de cette valeur d'incidence mesurée, on détermine un angle d'incidence (α GLA) lié à une perturbation due au vent ;

a3) on compare cet angle d'incidence (α GLA) à une première valeur prédéterminée ; et

15 a4) si ledit angle d'incidence (α GLA) est supérieur à cette première valeur prédéterminée, on détecte une perturbation due au vent ; et

B/ lors de la détection d'une perturbation due au vent, on met en œuvre, de façon automatique, la suite d'étapes suivante :

20 b1) à l'aide dudit angle d'incidence (α GLA), on détermine des ordres de braquage de surfaces de contrôle (S1 à Sn) de l'avion, qui sont agencées sur les ailes dudit avion, ces ordres de braquage étant tels qu'ils engendrent un braquage desdites surfaces de contrôle (S1 à Sn) selon un angle de braquage particulier, et ceci à une vitesse de braquage maximale ; et

25 b2) on applique les ordres de braquage ainsi déterminés auxdites surfaces de contrôle (S1 à Sn).

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'à l'étape a4), on détecte de plus la fin d'une perturbation due au vent, et à l'étape b2), on applique lesdits ordres de bra-

quage auxdites surfaces de contrôle (S1 à Sn) jusqu'à une durée prédéterminée après ladite fin de la perturbation due au vent.

3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2, caractérisé en ce qu'à l'étape a2), on détermine ledit angle d'incidence α_{GLA} à l'aide d'une valeur d'incidence α_1 que l'on soumet à un filtrage passe-haut, et en ce que l'on calcule préalablement cette valeur d'incidence α_1 à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_1 = \alpha_{air} - \alpha_{gr} - \alpha_{cor}$$

dans laquelle :

- 10 – α_{air} est un angle d'incidence qui est déterminé à partir de ladite valeur d'incidence mesurée ;
- α_{gr} représente une incidence sol au centre de gravité de l'avion ; et
- α_{cor} est un terme correctif.

4. Procédé selon la revendication 3, caractérisé en ce que :

- 15 – à l'étape a1), on mesure, de plus, une accélération de tangage q_1 et une vitesse vraie VTAS de l'avion ; et
- à l'étape a2), on calcule ledit angle d'incidence α_{air} à l'aide de l'expression suivante :

$$20 \quad \alpha_{air} = \alpha_{mes} + (q_1 \cdot LAOA) / VTAS$$

dans laquelle :

- α_{mes} est ladite valeur d'incidence mesurée ; et
- LAOA est la distance entre ladite sonde d'incidence (5) et le centre de gravité moyen de l'avion.

25 5. Procédé selon l'une des revendications 3 et 4, caractérisé en ce que :

- à l'étape a1), on mesure, de plus, des composantes relatives à l'avion qui sont définies par rapport à des axes géographiques ; et

– à l'étape a2), on calcule l'incidence α_{gr} à l'aide de l'expression suivante :

$$\alpha_{gr} = A \cdot \text{tg}(Uz1/Ux1)$$

dans laquelle :

- 5 ▪ A est un coefficient prédéterminé ;
- tg est une tangente ; et
- Uz1 et Ux1 sont les coordonnées de la vitesse sol par rapport à des axes verticaux et longitudinaux de l'avion, qui sont déterminées à partir desdites composantes mesurées.

10 6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 3 à 5, caractérisé en ce que :

– à l'étape a1), on mesure des composantes relatives à l'avion qui sont définies par rapport à des axes géographiques ; et

– à l'étape a2), on calcule le terme correctif α_{cor} à l'aide de l'expression

15 suivante :

$$\alpha_{cor} = (B \cdot Wz1) / VTAS$$

dans laquelle :

- B est un coefficient prédéterminé ;
- Wz1 est une composante verticale du vent, qui est déterminée à
- 20 partir desdites composantes mesurées ; et
- VTAS est la vitesse vraie de l'avion.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que ladite vitesse de braquage maximale est telle que le profil de l'excitation engendrée sur ses ailes par le braquage desdites surfaces de contrôle (S1 à Sn) ressemble, à une marge près, au profil du vent qui est à l'origine de ladite perturbation.

25

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que ledit avion comporte une pluralité d'ailerons, et en ce que lesdites surfaces de contrôle (S1 à Sn) représentent les différents

ailerons de l'avion, qui sont braqués de façon symétrique par rapport à l'axe longitudinal de l'avion.

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape b1), on détermine des ordres de braquage qui engendrent, sur chaque surface de contrôle :

- un angle de braquage maximal, lorsque ledit angle d'incidence (α_{GLA}) est supérieur ou égal à une seconde valeur prédéterminée qui est supérieure à ladite première valeur prédéterminée ; et
- un angle de braquage particulier, lorsque ledit angle d'incidence (α_{GLA}) est compris entre lesdites première et seconde valeurs prédéterminées, la valeur dudit angle de braquage particulier étant obtenue à partir d'une relation linéaire entre un angle nul à ladite première valeur prédéterminée et un angle correspondant audit angle de braquage maximal à ladite seconde valeur prédéterminée.

10. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que :

- à l'étape A, on détermine de plus les valeurs actuelles de la masse, de la vitesse, de l'altitude et de la configuration de l'avion ; et
- à l'étape B, on met en œuvre lesdites étapes b1) et b2), uniquement si les conditions suivantes sont toutes vérifiées, en tenant compte desdites valeurs actuelles ainsi déterminées :

- la masse de l'avion est située dans une plage de masses prédéterminée ;
- la vitesse de l'avion est située dans un domaine de vitesses prédéterminé ;
- l'altitude de l'avion est inférieure à une altitude maximale prédéterminée ; et
- la configuration de l'avion est une configuration lisse.

11. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que de plus :

- on calcule un ordre de braquage auxiliaire pour au moins une surface de contrôle auxiliaire (P1 à Pi) de l'avion, qui permet de compenser un moment de tangage engendré par le braquage à l'étape b2) desdites surfaces de contrôle (S1 à Sn) ; et
- on applique cet ordre de braquage auxiliaire à ladite surface de contrôle auxiliaire (P1 à Pi).

12. Dispositif de réduction dynamique de charges engendrées sur un avion par une perturbation due au vent,

caractérisé en ce qu'il comporte :

- des premiers moyens (3) pour réaliser une surveillance de l'avion permettant de détecter une perturbation due au vent lors d'un vol de l'avion, lesdits premiers moyens (3) comprenant les moyens (5, 6, 7) suivants qui mettent en œuvre de façon répétitive les opérations correspondantes :

- au moins une sonde d'incidence (5) qui est agencée au niveau du nez de l'avion et qui est susceptible de mesurer une valeur d'incidence ;
- des moyens (6) pour déterminer, à l'aide de la valeur d'incidence mesurée par ladite sonde d'incidence (5), un angle d'incidence (α_{GLA}) qui est lié à une perturbation due au vent ;
- des moyens (7) pour comparer cet angle d'incidence (α_{GLA}) à une première valeur prédéterminée ; et
- des moyens (7) pour déduire de cette comparaison une détection d'une perturbation due au vent, si ledit angle d'incidence (α_{GLA}) est supérieur à cette première valeur prédéterminée ; et

- des deuxièmes moyens (4) pour déterminer, lors de la détection par lesdits premiers moyens (3) d'une perturbation due au vent, à l'aide dudit angle d'incidence (α_{GLA}), des ordres de braquage de surfaces de contrôle (S1 à Sn) de l'avion, qui sont agencées sur les ailes dudit avion, ces ordres de braquage étant tels qu'ils engendrent un braquage desdites surfaces de contrôle (S1 à Sn) selon un angle de braquage particulier, et ceci à une vitesse de braquage maximale ; et
- des troisièmes moyens (A1 à An) pour appliquer lesdits ordres de braquage auxdites surfaces de contrôle (S1 à Sn).

10 13. Dispositif selon la revendication 12,

caractérisé en ce qu'il comporte de plus :

- des moyens (14) pour calculer un ordre de braquage auxiliaire qui est destiné à au moins une surface de contrôle auxiliaire (P1 à Pi) de l'avion et qui permet de compenser un moment de tangage engendré par le braquage desdites surfaces de contrôle (S1 à Sn) ; et
- des moyens (B1 à Bi) pour appliquer cet ordre de braquage auxiliaire à ladite surface de contrôle auxiliaire (P1 à Pi).

14. Avion,

caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que celui spécifié sous l'une des revendications 12 et 13.

20

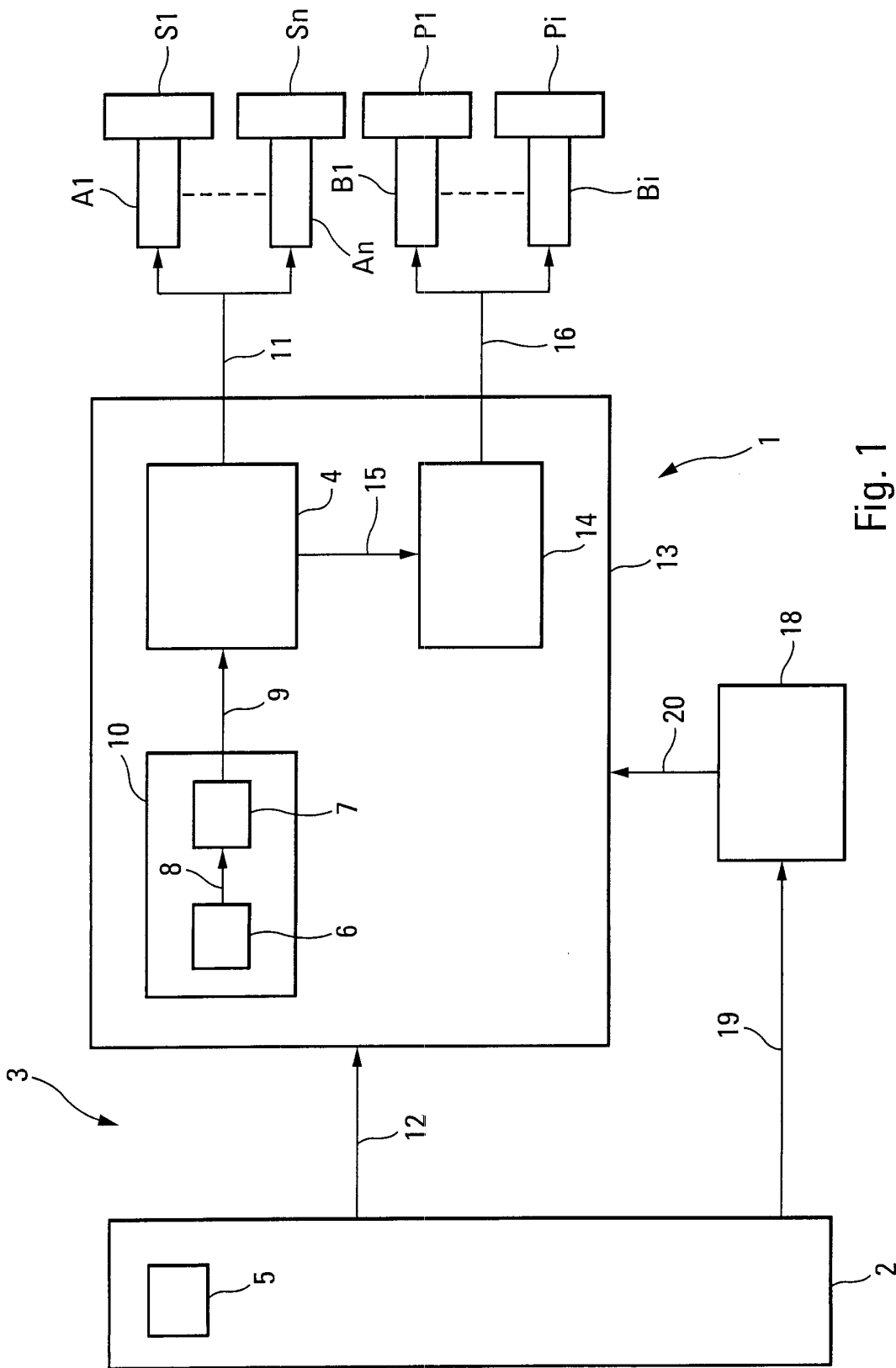


Fig. 1

2/2

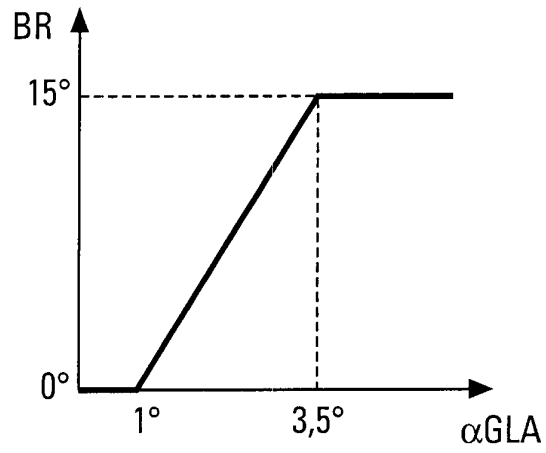


Fig. 2

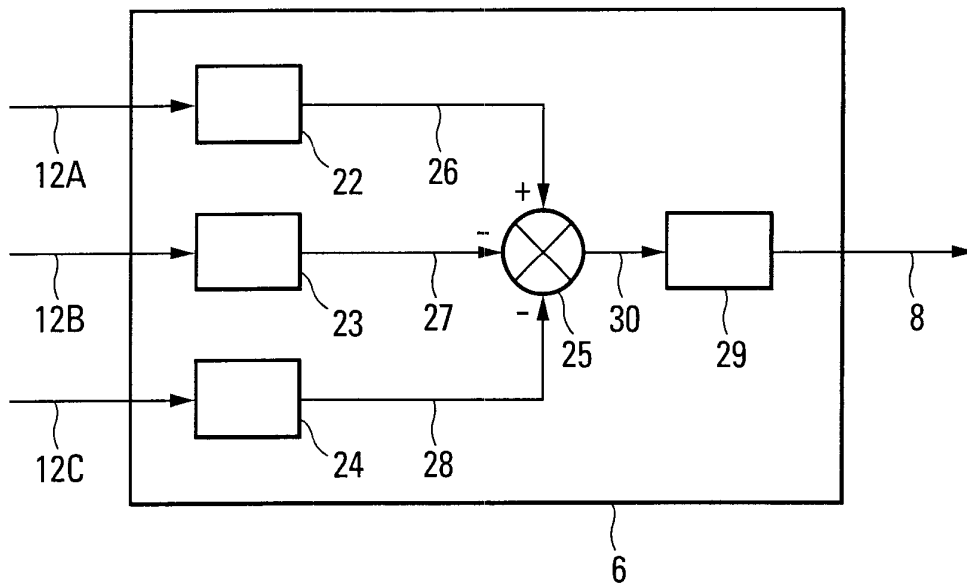


Fig. 3



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 689989
FR 0701440

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
Y	US 2 626 115 A (ATWOOD JOHN L ET AL) 20 janvier 1953 (1953-01-20) * colonne 1, ligne 6-14 * * colonne 4, ligne 56-69 * * colonne 5, ligne 50-74; revendication 1; figures *	1,7-9, 11-14	B64C13/18
Y	EP 0 435 764 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 3 juillet 1991 (1991-07-03) * colonne 1, ligne 40 - colonne 2, ligne 11 * * colonne 2, ligne 23-32 *	1,7-9, 11-14	
A	GB 650 305 A (NORTH AMERICAN AVIATION INC) 21 février 1951 (1951-02-21) * le document en entier *	1,12	
A	FR 2 559 123 A1 (HIRSCH RENE [FR]) 9 août 1985 (1985-08-09) * le document en entier *	1,12	
A	GB 813 297 A (FRANKLIN INSTITUTE) 13 mai 1959 (1959-05-13)		
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64C G05D
		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
		16 août 2007	Salenty, Gérard
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0701440 FA 689989**

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 **16-08-2007**

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
US 2626115	A	20-01-1953	AUCUN

EP 0435764	A1	03-07-1991	DE 69016986 D1 23-03-1995
			DE 69016986 T2 06-07-1995
			ES 2071065 T3 16-06-1995
			FR 2656585 A1 05-07-1991
			US 5186416 A 16-02-1993

GB 650305	A	21-02-1951	AUCUN

FR 2559123	A1	09-08-1985	AUCUN

GB 813297	A	13-05-1959	AUCUN
