

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 03.06.09.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 10.12.10 Bulletin 10/49.

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) : JENARO RABADAN GUILLERMO,
HAVAS JULIANE, SOUMILLON STEPHANE et DES-
PRE FLACHARD CAROLE.

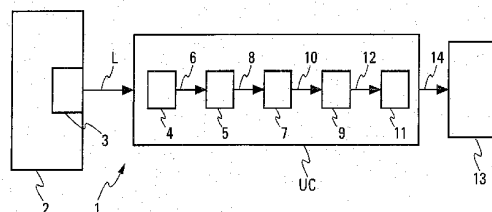
⑦3 Titulaire(s) : AIRBUS FRANCE Société anonyme.

⑦4 Mandataire(s) : CABINET BLOCH & BONNETAT.

⑤4 PROCEDE ET DISPOSITIF POUR DETERMINER DES CHARGES CRITIQUES DUES A UN TREMBLEMENT
SUR UNE STRUCTURE D'UN AVION.

⑤7 - Procédé et dispositif pour déterminer des charges
critiques dues à un tremblement sur une structure d'un avi-
on.

- Le dispositif (1) comporte des moyens (2, UC) qui met-
tent en oeuvre un procédé semi-empirique pour déterminer
les charges critiques dues à un tremblement sur la structure
de l'avion.



La présente invention concerne un procédé et un dispositif pour déterminer des charges critiques dues à un tremblement sur une structure d'un avion, en particulier d'un avion de transport.

On sait que le tremblement (« buffeting » en anglais) est une manifestation aérodynamique qui apparaît dans le domaine non linéaire de l'enveloppe de vol où apparaissent des phénomènes instables, tels qu'un décolllement, des chocs ou leurs interactions. Ces phénomènes influencent les forces qui agissent sur l'avion de manière à engendrer des vibrations représentant ledit tremblement. Ces vibrations qui peuvent agir sur tout l'avion ou uniquement sur une structure particulière (telle qu'un empennage horizontal par exemple) de ce dernier représentent un risque pour l'avion. En particulier, le tremblement peut engendrer de la fatigue et des dommages à la structure sur laquelle il est généré, ainsi qu'un inconfort pour les passagers de l'avion.

Par conséquent, comme le phénomène de tremblement présente des inconvénients importants, il serait intéressant et très utile de pouvoir disposer d'une prédiction fiable des efforts susceptibles d'être exercés par un tel tremblement sur une structure particulière d'un avion telle qu'une structure portante, en particulier pour en tenir compte lors de la conception d'un avion. Une telle prédiction peut également être utilisée pour prévenir le pilote de l'avion des conditions de vol pour lesquelles apparaît un tremblement, afin qu'il fasse le nécessaire pour les éviter au cours d'un vol.

La présente invention concerne un procédé permettant de déterminer des charges critiques dues à un tremblement sur une structure, en par-

ticulier une surface portante telle qu'un empennage horizontal, d'un avion, et notamment d'un avion de transport.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que :

- 5 a) on réalise des essais en soufflerie sur une maquette d'un avion, lesdits essais consistant :
 - à simuler des conditions pour lesquelles apparaît un décollement sur au moins une partie d'une surface de l'avion ; et
 - à réaliser, pour ces conditions, des mesures à l'aide de capteurs de
- 10 pression stationnaire, de capteurs de pression instationnaire et d'accéléromètres qui sont agencés sur ladite maquette ;
- b) à l'aide d'au moins certaines de ces mesures, on détermine des zones de décollement de l'écoulement sur ladite structure de l'avion ;
- c) on réalise une modélisation aérodynamique pour déterminer, à l'aide de
- 15 mesures réalisées à l'étape a), dans les zones de décollement déterminées à l'étape b), un champ de pression qui est générateur d'un tremblement de la structure ;
- d) on intègre le champ de pression ainsi déterminé de manière à obtenir les efforts et moments globaux engendrés par le tremblement ;
- 20 e) à l'aide de ces efforts et moments globaux, on calcule des efforts que doit supporter la structure, ces efforts étant composés d'efforts aérodynamiques dus au tremblement, d'efforts aérodynamiques induits, d'efforts inertiels et d'efforts d'amortissement ; et
- f) on détermine les charges critiques dues au tremblement à l'aide des ef-
- 25 forts calculés à l'étape e).

Ainsi, grâce à l'invention, on est en mesure de déterminer, de façon particulièrement fiable et précise, à l'aide d'un procédé semi-empirique qui est basé sur des essais réalisés en soufflerie, les charges critiques qui sont engendrées par un tremblement sur une structure, essentiellement

une surface portante (telle que notamment un empennage horizontal) d'un avion, en particulier d'un avion de transport.

Selon l'invention, comme précisé ci-dessous, pour déterminer les charges critiques, on tient compte du fait que les efforts aérodynamiques
5 instationnaires en condition de tremblement sont composés, à la fois, des efforts provoqués par l'instabilité naturelle de l'écoulement (existant en l'absence de mouvements de la structure considérée) et des efforts induits par les mouvements de la structure.

De façon avantageuse, à l'étape b), on détermine les zones de dé-
10 collement de l'écoulement, en utilisant également des données obtenues à partir de simulations, de préférence de type CFD (« Computational Fluid Dynamics » en anglais).

En outre, avantageusement, à l'étape c), on détermine des signaux de pression instationnaire supplémentaires à l'aide d'une amplitude inter-
15 polée de signaux de pression obtenus à l'étape a), et d'une phase aléatoire intercorrélée. De préférence :

- on détermine lesdits signaux de pression instationnaire supplémentaires, à l'aide de fonctions analytiques illustrant des corrélations spatiales entre les différents signaux ; et/ou
- 20 - lesdits signaux de pression instationnaire supplémentaires sont définis aux intersections d'une grille prédéterminée qui est associée à ladite structure.

De plus, avantageusement, à l'étape c), on transpose les signaux de pression instationnaire supplémentaires de conditions relatives aux es-
25 sais en soufflerie en conditions de vol (réelles).

Par ailleurs, de façon avantageuse :

- à l'étape d), on intègre tout d'abord le champ de pression selon la corde de ladite structure, puis on intègre le résultat obtenu selon l'envergure

de la structure, de manière à obtenir lesdits efforts et moments globaux ; et/ou

- à l'étape e), on utilise un modèle d'éléments finis et un modèle d'aérodynamique qui prend en compte les effets de l'aérodynamique induite par la vibration de la structure.

En outre, pour déterminer les charges critiques dues à un tremblement sur une structure correspondant à un empennage horizontal de l'avion, à l'étape f) :

- on applique à droite et à gauche de l'avion la même excitation ;
- on réalise un balayage avec un déphasage constant ; et
- on introduit un délai dans les signaux.

La présente invention concerne également un dispositif pour déterminer des charges critiques dues à un tremblement sur une structure, en particulier une surface portante telle qu'un empennage horizontal, d'un avion et notamment d'un avion de transport.

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

- des premiers moyens pour réaliser des essais en soufflerie sur une maquette d'un avion, lesdits essais consistant à simuler des conditions pour lesquelles apparaît un décollement sur au moins une partie d'une surface de l'avion, et à réaliser pour ces conditions des mesures à l'aide de capteurs de pression stationnaire, de capteurs de pression instationnaire et d'accéléromètres qui sont agencés sur ladite maquette ;
- des deuxièmes moyens pour déterminer, à l'aide d'au moins certaines de ces mesures, des zones de décollement de l'écoulement sur ladite structure de l'avion ;
- des troisièmes moyens pour réaliser une modélisation aérodynamique afin de déterminer, à l'aide de mesures réalisées lors des essais en soufflerie, dans les zones de décollement déterminées par lesdits deuxièmes

moyens, un champ de pression qui est générateur d'un tremblement de la structure ;

– des quatrièmes moyens pour intégrer le champ de pression ainsi déterminé de manière à obtenir les efforts et moments globaux engendrés par le tremblement ;

– des cinquièmes moyens pour calculer, à l'aide de ces efforts et moments globaux, des efforts que doit supporter la structure, ces efforts étant composés d'efforts aérodynamiques dus aux tremblements, d'efforts aérodynamiques induits, d'efforts inertiels et d'efforts d'amortissement ; et

– des sixièmes moyens pour déterminer les charges critiques dues au tremblement à l'aide des efforts calculés par lesdits cinquièmes moyens.

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.

La figure 2 montre un écoulement susceptible d'engendrer un tremblement sur une structure d'un avion.

La figure 3 montre schématiquement une grille qui est associée à une structure particulière et qui est utilisée par un dispositif conforme à l'invention.

La figure 4 est une illustration graphique permettant de mettre en évidence les différents efforts et moments qui sont engendrés au niveau d'un empennage horizontal soumis à un tremblement.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à déterminer des charges critiques qui sont engendrées par un tremblement sur une structure particulière S d'un

avion A, en particulier sur un empennage horizontal ou une autre surface portante de l'avion A.

Selon l'invention, ledit dispositif 1 comporte des moyens usuels 2 pour réaliser des essais en soufflerie sur une maquette de l'avion considéré. Ces moyens 2 comportent tous les éléments usuels permettant de
5 créer les conditions que l'on désire simuler et de faire les mesures nécessaires. Ces moyens 2 comportent, notamment, des capteurs de pression stationnaire, des capteurs de pression instationnaire et des accéléromètres qui sont agencés sur la maquette utilisée pour les essais, au niveau de la
10 structure S considérée.

Selon l'invention, lors de ces essais, on simule des conditions, pour lesquelles est engendré un décollement sur au moins une partie d'une surface de l'avion A et on réalise alors des mesures à l'aide desdits capteurs et desdits accéléromètres. Ces mesures peuvent être enregistrées et
15 stockées sur un moyen de stockage 3 usuel, afin de pouvoir être restituées lors du traitement des résultats obtenus au cours des essais en soufflerie.

Le dispositif 1 comporte également une unité de calcul UC qui peut recevoir les informations stockées dans ledit moyen de stockage 3, comme illustré par une liaison L sur la figure 1. Cette unité de calcul UC
20 comporte :

- des moyens 4 pour déterminer, à l'aide d'au moins certaines des mesures réalisées lors des essais, des zones de décollement de l'écoulement sur ladite structure S de l'avion A ;
- 25 – des moyens 5 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 6 auxdits moyens 4 et qui sont formés de manière à réaliser une modélisation aérodynamique afin de déterminer, à l'aide de mesures réalisées lors des essais en soufflerie, dans les zones de décollement déterminées par les-

5 dits moyens 4, un champ de pression qui est générateur d'un tremblement de la structure S ;

- 5 – des moyens 7 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 8 auxdits moyens 5 et qui sont formés de manière à intégrer le champ de pression déterminé par lesdits moyens 5, afin d'obtenir des efforts et moments globaux engendrés par le tremblement ;
- 10 – des moyens 9 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 10 auxdits moyens 7 et qui sont formés de manière à calculer, à l'aide de ces efforts et moments globaux, les efforts que doit supporter la structure S. Ces efforts sont composés d'efforts aérodynamiques dus au tremblement, d'efforts aérodynamiques induits, d'efforts inertiels et d'efforts d'amortissement, comme précisé ci-dessous ; et
- 15 – des moyens 11 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 12 auxdits moyens 9 et qui sont formés de manière à déterminer les charges critiques dues au tremblement à l'aide des efforts calculés par lesdits moyens 9.

20 Le dispositif 1 peut également comporter des moyens 13, par exemple des moyens d'affichage ou d'impression, qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 14 à ladite unité de calcul UC et qui sont destinés à présenter à un opérateur (notamment sur un écran ou un support papier) les résultats obtenus à l'aide de la présente invention.

25 Ces résultats (qui indiquent donc les charges critiques dues à un tremblement sur la structure S considérée de l'avion A) peuvent notamment être utilisés par des concepteurs d'avion pour en tenir compte lors de la conception d'une structure S et/ou d'un avion A. Ces résultats peuvent également être utilisés pour prévenir le pilote de l'avion A des conditions de vol pour lesquelles apparaît le tremblement, afin qu'il fasse le nécessaire pour éviter l'apparition de ces conditions au cours d'un vol.

Le dispositif 1 conforme à l'invention est donc en mesure de déterminer, de façon particulièrement fiable et précise, à l'aide d'un procédé semi-empirique (précisé ci-dessous) qui est basé sur des essais réalisés en soufflerie, les charges critiques qui sont engendrées par un tremblement
5 sur une structure S, essentiellement une surface portante (telle que notamment un empennage horizontal) d'un avion A, en particulier d'un avion de transport.

Selon l'invention, comme précisé ci-dessous, pour déterminer les charges critiques, le dispositif 1 tient compte du fait que les efforts aérodynamiques instationnaires en condition de tremblement sont composés, à
10 la fois, des efforts provoqués par l'instabilité naturelle de l'écoulement (existant en l'absence de mouvements de la structure S considérée) et des efforts induits par les mouvements de la structure S.

Les moyens 4 déterminent la taille et la position du décollement sur la structure S, à l'aide de mesures de pression stationnaire et de mesures de pression instationnaire. Dans un mode de réalisation particulier, lesdits moyens 4 utilisent pour déterminer les zones de décollement de l'écoulement sur la structure considérée (c'est-à-dire les zones où l'écoulement est séparé), en plus des mesures réalisées lors des essais,
15 des données obtenues à l'aide de simulations, de préférence de type CFD.

Dans l'exemple de la figure 2, il apparaît un décrochage sur une aile 15 d'un avion A (présentant un fuselage 16), et l'excitation aérodynamique E qui en découle agit sur la partie P de l'empennage horizontal S, située à l'arrière de cette zone de décrochage.

25 Dans les situations considérées dans la présente invention, la modélisation de la force excitatrice présente un problème. Pour déterminer les forces aérodynamiques, le dispositif 1 utilise les mesures réalisées lors des essais à l'aide des capteurs de pression instationnaire. Ces traitements nécessitent toutefois un nombre minimal de mesures de pression insta-

tionnaire pour permettre de prédire les charges. Or, en raison de limitations géométriques, techniques et financières, le nombre de capteurs de pression instationnaire installés sur la maquette lors des essais en soufflerie est trop faible pour obtenir le résultat escompté. Aussi, pour remédier à ce problème, la présente invention prévoit, au niveau des moyens 5 du dispositif 1, de modéliser des signaux supplémentaires. Plus précisément, ces signaux de pression supplémentaires sont déterminés par lesdits moyens 5 à partir d'une amplitude interpolée des spectres de pression expérimentaux, et d'une phase aléatoire mais inter-corrélée. L'interpolation est faite sur une grille G, telle que représentée sur la figure 3, qui est basée sur l'instrumentation des essais en soufflerie.

Lesdits moyens 5 déterminent lesdits signaux de pression instationnaire supplémentaires à l'aide de fonctions analytiques illustrant des corrélations spatiales entre différents signaux. Les corrélations $\text{cor}(x, y)$ sont calculées à l'aide de l'expression suivante :

$$\text{cor}(x, y) = C(x, y) / \sqrt{C(x, x) \cdot C(y, y)}$$

dans laquelle :

- x représente la direction le long de la corde de la structure S ; et
- y représente la direction le long de l'envergure de la structure S.

De plus, on a :

$$C(x, y) = (1/(n-1)) \cdot \sum_{i=1}^{n-1} x(i) \cdot y(i)$$

C(x, y) est égal :

- à 1, si les signaux sont en phase ;
- à 0, si les signaux sont en quadrature de phase ; et
- à -1, si les signaux sont en opposition de phase.

Les corrélations sont très fortes entre des capteurs qui sont proches les uns des autres. Les corrélations dans la direction de la corde, mi-

ses en évidence par un paramètre x_n , peuvent être représentées par une fonction analytique. Cette fonction de corrélation est la suivante :

$$\text{cor}_x = \cos(8.x_n) \cdot \exp(-2|x_n|)$$

Le cosinus (cos) représente la différence de phase entre les signaux de pression dans la direction de la corde. La partie exponentielle (exp) illustre la perte d'informations lorsque la distance entre deux capteurs augmente. Le paramètre x_n est un paramètre semi-empirique qui dépend du nombre de Strouhal n :

$$n = f.L/V$$

Dans cette expression :

- f est la fréquence ;
- L est la longueur caractéristique ; et
- V est la vitesse infinie.

Le paramètre x_n dépend également de la distance géométrique dx entre les capteurs et de la taille ℓ_x du décollement, les deux dans la direction de la corde.

Ce paramètre x_n peut être exprimé par l'équation suivante :

$$x_n = (dx / \ell_x) \cdot \sqrt{(n + n_0) / n_{\max} + n_0}$$

dans laquelle :

- dx représente donc la distance entre deux capteurs dans la direction de la corde ;
- ℓ_x est donc la taille du décollement dans la direction de la corde ;
- n est le nombre de Strouhal ; et
- n_0 et $n_{\max}$ sont des constantes empiriques.

Une représentation équivalente peut être mise en œuvre dans la direction de l'envergure, à l'aide d'un paramètre y_n . Dans ce cas, la fonction analytique peut être définie comme suit :

$$\text{cor}_y = \exp(-1,5 \cdot |y_n|).$$

Dans ce cas, il existe uniquement une perte d'informations dans la direction de l'envergure. Il n'existe pas de différence de phase significative entre les signaux de pression dans la direction de l'envergure. Les corrélations en corde et en envergure montrent un comportement symétrique. Elles sont indépendantes du signe de la distance dx .

Pour modéliser les signaux de pression supplémentaires, il convient tout d'abord de déterminer les positions des capteurs associés. Pour ce faire, on définit une grille G qui comporte un signal à chacune de ses intersections I et qui est associée à la structure S , comme représenté sur la figure 3. Le nombre de signaux peut être augmenté en ajoutant des sections supplémentaires dans la grille G de manière à disposer de suffisamment d'informations pour obtenir des forces convergentes.

Les signaux de pression instationnaire supplémentaires (virtuels) sont définis par une amplitude qui est interpolée entre les signaux de pression instationnaire expérimentaux (mesurés) et une phase aléatoire qui suit les fonctions de corrélation spatiale cor_x et cor_y dans les directions de la corde et de l'envergure. Ainsi, les nouveaux signaux de pression contiennent les caractéristiques essentielles des mesures, à savoir le niveau d'énergie, la distribution de fréquence, le caractère aléatoire de la phase et la corrélation entre les signaux.

Les signaux de pression instationnaire supplémentaires dépendent des conditions d'écoulement, et en particulier du nombre de Mach et du nombre de Reynolds. Les conditions de vol étant différentes des conditions expérimentales, les moyens 5 doivent transposer les signaux de pression, à partir des conditions d'essais en soufflerie (illustrées par les mesures) en conditions de vol, afin que les charges finales prédites représentent des conditions réelles. Par cette transposition, on obtient alors le champ de pression qui doit être transmis aux moyens 7.

Pour réaliser cette transposition, lesdits moyens 5 peuvent, par exemple, tenir compte de la fréquence et des valeurs de moyenne quadratique divisées par la fréquence, et utiliser l'expression suivante :

$$\sqrt{n.F(n)} = \Delta p. / (p_{dyn} \cdot \sqrt{\epsilon})$$

5 dans laquelle :

- $\sqrt{n.F(n)}$ est un paramètre instationnaire de la soufflerie ;
- Δp est la moyenne quadratique du champ de pression selon une bande Δf de fréquences f ;
- p_{dyn} est la pression dynamique ; et
- 10 - $\epsilon = \Delta f / f$.

Le champ de pression engendré de la manière précitée par les moyens 5 est transmis aux moyens 7 pour qu'ils l'intègrent. Pour ce faire, lesdits moyens 7 intègrent :

- tout d'abord, ledit champ de pression, selon la corde de la structure S, sur chaque section de la structure S, de manière à obtenir une valeur par section ; et
- 15 - puis, cette valeur par section, selon l'envergure de la structure S, de manière à obtenir les efforts et moments globaux recherchés, qui sont illustrés par une expression $F_{exci}(t)$.

20 On notera que le tremblement engendre la force excitatrice aérodynamique instationnaire $F_{exci}(t)$ sur la structure S de l'avion A. Le mouvement résultant induit une force induite $F_{ind}(t)$. Les deux forces $F_{exci}(t)$ et $F_{ind}(t)$ agissent toutes deux sur la structure S et génèrent le tremblement. Comme la force $F_{exci}(t)$ est insensible aux vibrations de la structure S, elle est considérée comme indépendante de la force induite $F_{ind}(t)$. Ladite force induite $F_{ind}(t)$ est prise en compte par l'équation (2) ci-dessous.

25

A l'aide de la force excitatrice aérodynamique instationnaire $F_{exci}(t)$, les moyens 9 calculent les efforts que doit supporter la structure S, en utilisant l'équation aéroélastique (1) usuelle suivante :

$$[\mu].\{\ddot{q}\} + [\beta].\{\dot{q}\} + [\gamma].\{q\} = p_{dyn}.[FGM(M,k)].\{q\} + [\theta]^T.\{F_{exci}\}$$

5 avec

$$p_{dyn}.[FGM(M,k)].\{q\} + [\theta]^T.\{F_{ind}\} \quad (2)$$

dans laquelle :

- $[\mu]$ est une matrice de masse modale ;
- $[\beta]$ est une matrice d'amortissement modale ;
- 10 - $[\gamma]$ est une matrice de rigidité modale ;
- $[FGM(M,k)]$ représente les forces de mouvements généralisées ;
- $[\Phi]$ est une matrice de modes propres ;
- $\{q\}$ représente les coordonnées modales ;
- p_{dyn} est la pression dynamique ; et
- 15 - T illustre la transposée.

Ladite équation (1) qui permet donc aux moyens 9 de calculer les efforts (illustrés par l'expression $[\gamma].\{q\}$) que doit supporter la structure S comporte :

- une expression illustrant les efforts aérodynamiques dus au tremble-
20 ment : $[\Phi]^T.\{F_{exci}\}$;
- une expression illustrant les efforts aérodynamiques induits : $[FGM(M,K)].\{q\}$;
- une expression illustrant les efforts inertiels : $[\mu].\{\ddot{q}\}$; et
- une expression illustrant les efforts d'amortissement : $[\beta].\{\dot{q}\}$.

25 Lors des essais en soufflerie, pour une structure S telle qu'un empennage horizontal qui est monté des deux côtés du plan vertical médian de symétrie de l'avion A, uniquement la partie située d'un côté de ce plan est équipée de capteurs de sorte que le dispositif 1 permet de déterminer

à l'aide des moyens 2, 4, 6, 5, 7 et 9, uniquement l'excitation F_{exci} d'un seul côté de l'avion.

Dans une telle situation, lesdits moyens 11 sont formés de manière à déterminer les charges à soutenir par toute la structure S en tremblement, à partir d'informations reçues relatives à une excitation $F1$ d'un
5 seul côté.

Dans le cas particulier du tremblement d'un empennage horizontal, un seul ou les deux côtés de l'empennage peuvent être soumis au tremblement. Aussi, pour déterminer les cas les plus critiques pour cette structure S particulière, les moyens 11 sont formés de manière :
10

- à appliquer à droite et à gauche la même excitation (charge symétrique) : $F2 = F1$;
- à faire un balayage avec un déphasage constant avec comme cas le plus critique $F2 = -F1$ qui est équivalent à un déphasage de 180° ;
- 15 – à introduire un délai ΔT dans les signaux : $F2 = F1(t - \Delta T)$; et
- à générer à partir de $F1$ un signal décorrélé mais avec le même contenu fréquentiel ($F1'$) : $-F2 = F1'(t - \Delta T)$.

Les analyses aéroélastiques permettent de calculer les forces aux points de fixation 17 et 18 de l'empennage horizontal S au fuselage 16 de manière à pouvoir calculer le moment de roulis M_x . Il est possible que les
20 deux excitations soient indépendantes et qu'elles soient décorrélées.

Comme représenté sur la figure 4, l'empennage horizontal peut être soumis d'un côté à une force $F1$ et de l'autre côté à une force $F2$. Lesdites forces $F1$ et $F2$ peuvent être décorrélées ou non (nature aléatoire). Les moyens 11 permettent de calculer le moment de roulis M_x à
25 l'aide de l'expression suivante :

$$M_x = MA1 + FA1.r1 + MA2 + FA2.r2$$

dans laquelle :

- r représente la distance ;

- l'indice 1 correspond à un côté (S1) et l'indice 2 à l'autre côté (S2) de la structure S ;
- F1 et F2 représentent les efforts aérodynamiques et les efforts induits appliqués à l'avion ;
- 5 – FA2 et FA1 représentent les forces qui doivent être supportées au niveau des emplantures 17 et 18 des deux parties S1 et S2 de l'empennage horizontal S ; et
- les moments MA1 et MA2 représentent les moments qui doivent être supportés auxdites emplantures 17 et 18.

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour déterminer des charges critiques dues à un tremblement sur une structure (S) d'un avion (A), caractérisé en ce que :

- 5 a) on réalise des essais en soufflerie sur une maquette d'un avion, lesdits essais consistant :
 - à simuler des conditions pour lesquelles apparaît un décollement sur au moins une partie d'une surface de l'avion (A) ; et
 - à réaliser, pour ces conditions, des mesures à l'aide de capteurs de pression stationnaire, de capteurs de pression instationnaire et
- 10 d'accéléromètres qui sont agencés sur ladite maquette ;
- b) à l'aide d'au moins certaines de ces mesures, on détermine des zones de décollement de l'écoulement sur ladite structure (S) de l'avion (A) ;
- c) on réalise une modélisation aérodynamique pour déterminer, à l'aide de
- 15 mesures réalisées à l'étape a), dans les zones de décollement déterminées à l'étape b), un champ de pression qui est générateur d'un tremblement de la structure (S) ;
- d) on intègre le champ de pression ainsi déterminé de manière à obtenir les efforts et moments globaux engendrés par le tremblement ;
- 20 e) à l'aide de ces efforts et moments globaux, on calcule des efforts que doit supporter la structure (S), ces efforts étant composés d'efforts aérodynamiques dus au tremblement, d'efforts aérodynamiques induits, d'efforts inertiels et d'efforts d'amortissement ; et
- f) on détermine les charges critiques dues au tremblement à l'aide des efforts calculés à l'étape e).
- 25

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'à l'étape b), on détermine les zones de décollement de l'écoulement, de plus à l'aide de données obtenues à partir de simulations.

3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2, caractérisé en ce qu'à l'étape c), on détermine des signaux de pression instationnaire supplémentaires à l'aide d'une amplitude interpolée de signaux de pression obtenus à l'étape a), et d'une phase aléatoire intercorrélée.

4. Procédé selon la revendication 3, caractérisé en ce qu'à l'étape c), on détermine lesdits signaux de pression instationnaire supplémentaires à l'aide de fonctions analytiques illustrant des corrélations spatiales entre les signaux.

5. Procédé selon la revendication 4, caractérisé en ce que lesdits signaux de pression instationnaire supplémentaires sont définis aux intersections d'une grille (G) prédéterminée qui est associée à ladite structure (S).

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape c), on transpose les signaux de pression instationnaire supplémentaires de conditions particulières relatives aux essais en soufflerie en conditions de vol.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape d), on intègre tout d'abord le champ de pression selon la corde de ladite structure (S), puis on intègre le résultat obtenu selon l'envergure de la structure (S), de manière à obtenir lesdits efforts et moments globaux.

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape e), on utilise un modèle d'éléments finis et un modèle d'aérodynamique qui prend en compte les effets de l'aérodynamique induite par la vibration de la structure (S).

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que, pour déterminer les charges critiques dues à un tremblement sur une structure représentant un empennage horizontal (S) de l'avion, à l'étape f) :

- 5 – on applique à droite et à gauche de l'avion la même excitation ;
- on réalise un balayage avec un déphasage constant ; et
- on introduit un délai dans les signaux.

10. Dispositif pour déterminer des charges critiques dues à un tremblement sur une structure (S) d'un avion (A),

10 caractérisé en ce qu'il comporte :

- des premiers moyens (2) pour réaliser des essais en soufflerie sur une maquette d'un avion, lesdits essais consistant à simuler des conditions pour lesquelles apparaît un décollement sur au moins une partie d'une surface de l'avion (A), et à réaliser pour ces conditions des mesures à l'aide de capteurs de pression stationnaire, de capteurs de pression ins-
15 tationnaire et d'accéléromètres qui sont agencés sur ladite maquette ;
- des deuxièmes moyens (4) pour déterminer, à l'aide d'au moins certaines de ces mesures, des zones de décollement de l'écoulement sur la-
dite structure (S) de l'avion (A) ;
- 20 – des troisièmes moyens (5) pour réaliser une modélisation aérodynami-
que afin de déterminer, à l'aide de mesures réalisées lors des essais en soufflerie, dans les zones de décollement déterminées par lesdits deuxièmes moyens (4), un champ de pression qui est générateur d'un tremblement de la structure (S) ;
- 25 – des quatrièmes moyens (7) pour intégrer le champ de pression ainsi dé-
terminé de manière à obtenir les efforts et moments globaux engendrés par le tremblement ;
- des cinquièmes moyens (9) pour calculer, à l'aide de ces efforts et mo-
ments globaux, des efforts que doit supporter la structure (S), ces ef-

forts étant composés d'efforts aérodynamiques dus au tremblement, d'efforts aérodynamiques induits, d'efforts inertiels et d'efforts d'amortissement ; et

- 5 – des sixièmes moyens (11) pour déterminer les charges critiques dues au tremblement à l'aide des efforts calculés par lesdits cinquièmes moyens (9).

1/2

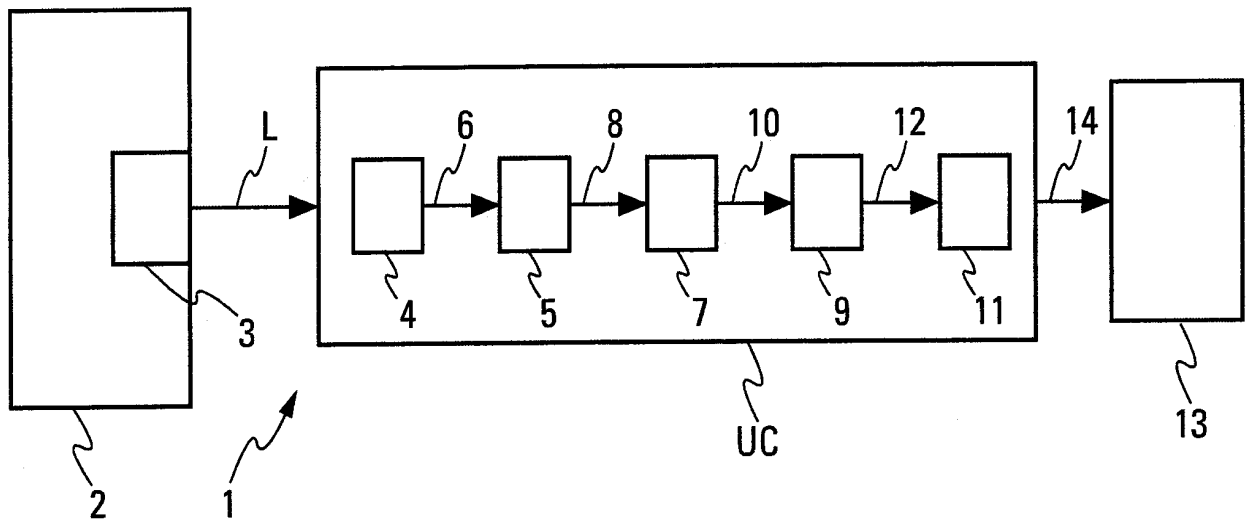


Fig. 1

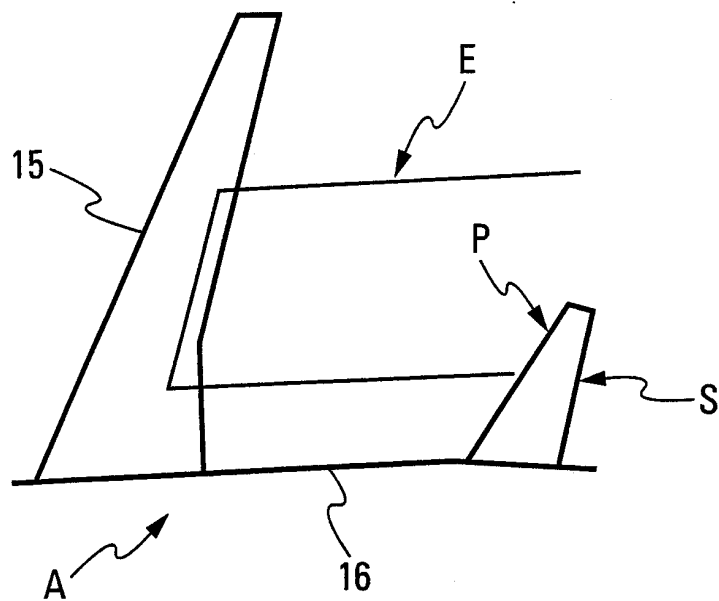


Fig. 2

2/2

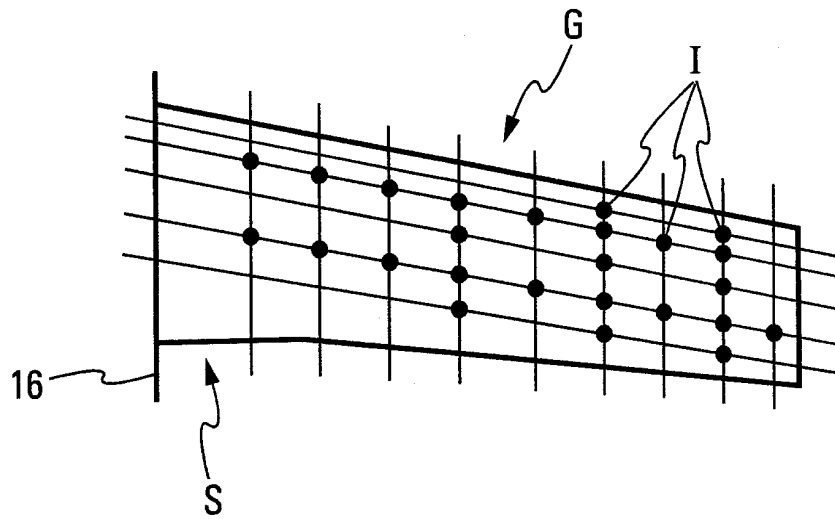


Fig. 3

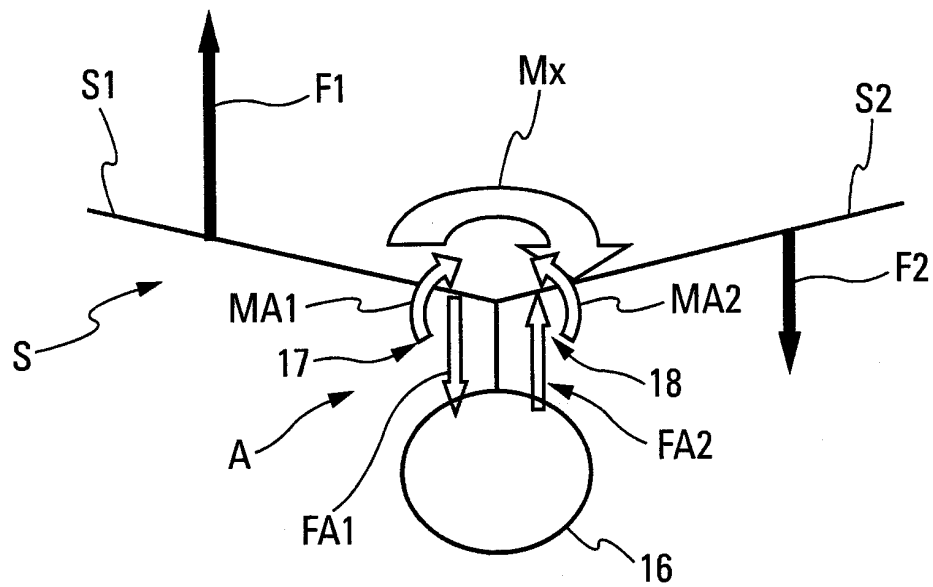


Fig. 4



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 723177
FR 0902667

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A	DE 199 23 087 A1 (DAIMLER CHRYSLER AG [DE] EADS DEUTSCHLAND GMBH [DE]) 7 décembre 2000 (2000-12-07) * revendications 1,3,5,7 *	1-10	G01M9/06 G01M7/00 B64F5/00
A	US 4 188 823 A (HOOD WILLIAM R [US]) 19 février 1980 (1980-02-19) * revendications *	1-10	
A	"PREDICTING UNSTEADY AEROELASTIC BEHAVIOR" NTIS TECH NOTES, US DEPARTMENT OF COMMERCE. SPRINGFIELD, VA, US, 1 janvier 1991 (1991-01-01), page 106, XP000383540 ISSN: 0889-8464 * le document en entier *	1-10	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			G01M
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
20 janvier 2010		Cilissen, Marcel	
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 0902667 FA 723177**

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 **20-01-2010**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
DE 19923087	A1	07-12-2000	AT 270427 T 15-07-2004
		WO 0071984 A1	30-11-2000
		EP 1183512 A1	06-03-2002
		ES 2220476 T3	16-12-2004
		JP 2003500640 T	07-01-2003
		US 6752020 B1	22-06-2004

US 4188823	A	19-02-1980	AUCUN
