

①② **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

A1

②② Date de dépôt : 11 août 1982.

③⑦ Priorité

④③ Date de la mise à disposition du public de la
demande : BOPI « Brevets » n° 7 du 17 février 1984.

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux appa-
rentés :

⑦① Demandeur(s) : OFFICE NATIONAL D'ETUDES ET DE
RECHERCHES AEROSPATIALES (par abréviation : O.N.E.-
R.A.) et Société anonyme dite : SOCIÉTÉ NATIONALE
INDUSTRIELLE AEROSPATIALE. — FR.

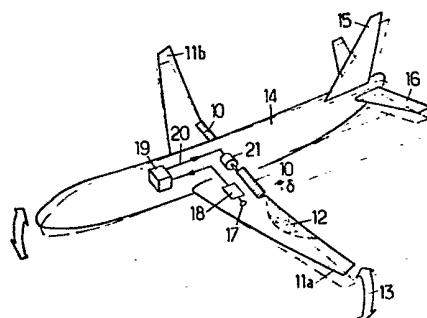
⑦② Inventeur(s) : Roger, Maurice Destuynder, Jacques
Bouttes et Philippe Poisson-Quinton.

⑦③ Titulaire(s) :

⑦④ Mandataire(s) : Plasseraud.

⑤④ Procédé et installation de réduction du tremblement de la voilure d'un aéronef au moyen de gouvernes actives.

⑤⑦ Pour réduire le tremblement provoqué par les décolle-
ments sur une voilure 11a, 11b d'aéronef, on mesure un
paramètre représentatif du tremblement (contrainte dynamique
dans la voilure) et on fait apparaître, en actionnant une gou-
verne 10 suivant une loi instationnaire, dans une région locali-
sée de la voilure, des sollicitations alternées dont l'amplitude et
la phase sont automatiquement déterminées pour amortir un
ou plusieurs modes de vibration de la voilure.



Procédé et installation de réduction du tremblement de la
voilure d'un aéronef au moyen de gouvernes actives

La présente invention concerne les aéronefs dont la
voilure est susceptible de présenter dans certaines condi-
5 tions de vol le phénomène de tremblement fréquemment désigné
par le terme anglo-saxon de "buffeting".

On sait que les surfaces portantes des aéronefs sont
susceptibles d'être le siège de plusieurs phénomènes liés
au couplage de la structure avec la circulation aérodyna-
10 mique environnante, et notamment de flottement (ou flutter)
et de tremblement. Le tremblement résulte en particulier
d'un décollement instationnaire prenant naissance sur la
voilure et produisant, par un effet de couplage avec celle-
ci, des vibrations de la structure de l'aéronef. Le
15 phénomène n'est pas critique pour l'aéronef. Mais il limite
le domaine de vol des avions civils car le niveau maximal
de tremblement est fixé par des règlements. Une diminu-
tion de l'intensité du tremblement permet, par exemple,
de voler à une altitude supérieure et d'augmenter la masse
20 au décollage du fait d'un rendement de vol amélioré. Le
tremblement pénalise aussi les performances de vol des avions
de combat en limitant leur manoeuvrabilité et les possibi-
lités de tir.

Des décollements engendrant le tremblement peuvent
25 apparaître à tous les régimes de vol. Ils sont particu-
lièrement accentués en régime transonique parce qu'ils
sont amplifiés par les oscillations des ondes de choc. Ils
apparaissent également en vol aux grandes incidences pour
une forte valeur du coefficient de portance, à l'approche
30 des conditions de décrochage de l'aile. Le tremblement
peut aussi être provoqué par les décollements résultant
des aérofreins ou spoilers utilisés couramment sur les avions pour
provoquer une perte de portance et la descente rapide de
l'aéronef.

35 L'analyse des phénomènes de décollement sur une
voilure montre que leur effet est double et comporte :
- un phénomène stationnaire, qui se traduit par une

- 2 -

cassure dans la courbe de variation de la portance et du moment en fonction de l'angle d'incidence,

- un phénomène instationnaire, constitué par une zone de pressions fluctuantes instationnaires couvrant un très
5 large spectre de fréquences. La surface de cette zone s'étend sur l'extrados et l'intensité des pulsations dans le décollement augmente avec l'incidence.

Pour de faibles décollements, seul le phénomène stationnaire est sensible car la force instationnaire créée
10 par les pressions aléatoires reste trop faible pour exciter la structure.

Mais si la zone de décollement s'étend, le torseur des forces instationnaires engendre une excitation forcée de la voilure qui répond d'autant mieux que ses modes
15 propres de vibration nécessitent une énergie minimale.

Ces modes de vibration créent à leur tour leur propre champ de pressions instationnaires, étendu cette fois à l'ensemble de la voilure, qui favorise en particulier les modes basse fréquence tels que la flexion alternée de l'aile
20 à la fréquence fondamentale de celle-ci.

Divers moyens ont déjà été utilisés pour combattre le tremblement : ils tendent à éviter le décollement stationnaire en améliorant les profils des voilures ou en contrôlant l'écoulement par des générateurs de tourbillons. Mais
25 ces moyens ne procurent qu'un recul de l'instant d'apparition du tremblement. Ils n'en limitent pas les effets et en général n'ont d'effet que sur le tremblement ayant une origine déterminée.

L'invention vise à réduire le tremblement et, par là, à améliorer les performances et, éventuellement, le confort des aéronefs par un processus utilisable quelle que soit l'origine du tremblement.
30

L'invention part d'une approche totalement différente, parfaitement adaptée à des aéronefs munis d'un système de
35 contrôle automatique (C.A.G.) consistant à limiter et/ou combattre l'influence des pressions instationnaires dues au mouvement vibratoire de la voilure.

L'invention propose en conséquence un procédé de réduction du tremblement de la voilure d'un aéronef, caractérisé

en ce qu'on mesure au moins un paramètre représentatif du tremblement et en ce qu'on fait apparaître par voie aérodynamique, dans une région localisée de la voilure des sollicitations alternées, dont les caractéristiques (typiquement amplitude et phase) sont déterminées automatiquement pour produire un amortissement du mode de vibration de la voilure.

On peut utiliser divers paramètres, notamment représentatifs du moment de flexion dû au tremblement (contrainte dans un longeron par exemple) ou du mouvement (accélération par exemple). Les sollicitations seront généralement créées, pour chaque élément de voilure, par une gouverne (surface aérodynamique active) remplissant également d'autres fonctions ; on peut cependant, bien que cette solution soit généralement beaucoup moins avantageuse, affecter une surface aérodynamique supplémentaire à la réduction du tremblement.

L'invention propose également une installation de réduction de tremblement d'un élément de voilure d'aéronef comprenant des moyens de mesure locale fournissant un signal représentatif de la valeur instantanée d'un paramètre lié (généralement une contrainte dynamique) au tremblement dans l'élément et des moyens de filtrage et de traitement dudit signal pour fournir un signal de commande d'une gouverne active placée sur ledit élément de voilure dans un sens tel qu'il amortisse les vibrations d'au moins un mode de tremblement.

Les moyens de mesure peuvent être de nature très diverses et localisés en un seul point ou distribués : on peut notamment utiliser un pont de jauges de contrainte, un accéléromètre, un capteur de pression instationnaire. La gouverne intervenant localement sur l'aile sera généralement un élément oscillant à mouvement de rotation (volet par exemple) ou de translation (élément émergeant sur une hauteur variable de l'élément de voilure). Dans le premier cas, il s'agira généralement d'une gouverne intervenant de façon qu'on peut qualifier de "statique" dans le pilotage.

L'installation fonctionnant en boucle fermée, les moyens mis en oeuvre doivent évidemment être prévus pour répondre aux critères connus de stabilité des automatismes. Dans la pratique, les moyens de filtrage et de traitement
5 peuvent être de nature analogique ou numérique. Ils seront généralement prévus pour filtrer le signal détecté et y sélectionner au moins un mode de vibration de la voilure, ~~intégrer le signal obtenu et délivrer, à partir du signal~~ intégré, le signal de commande de la gouverne active et
10 qui est envoyé à des moyens moteurs actionnant la gouverne active pour lui donner une oscillation alternée amortissant les vibrations de la voilure.

La gouverne actionnée pour réduire le tremblement peut changer suivant le régime de vol et l'origine du tremblement.
15 Toutefois, lorsque la voilure est en flèche, on mettra de préférence en oeuvre une gouverne située près de l'emplanture de l'élément de voilure car la répartition de portance, en fonction de l'envergure, intéresse toute la voilure et l'efficacité des sollicitations engendrées se trouve mieux
20 répartie.

Parmi les gouvernes existantes, on peut citer les volets de bord de fuite (ailerons internes, utilisés pour la commande en roulis à grande vitesse notamment, flaperons), les aérofreins et même les becs de bord d'attaque.

25 Les aérofreins ne seront généralement utilisés comme gouvernes pour réduire le tremblement que lorsqu'ils sont sortis pour réduire la portance. Ils seront alors actionnés simultanément suivant deux lois :

- une loi stationnaire pour provoquer des déportances
30 importantes (par exemple déflexion de 0 à 60°) et

- une loi dynamique instationnaire capable de provoquer des oscillations d'amplitude faible, ne dépassant pas $\pm 1^\circ$ environ, à des fréquences fonction des fréquences à atténuer, pouvant aller d'une fraction de Hz à 15 Hz envi-
35 ron, autour de la position imposée par la loi stationnaire.

On voit qu'un des avantages apportés par l'invention réside dans le fait que les oscillations suivant la loi dynamique instationnaire sont toujours de faible amplitude

- 5 -

et ne nécessitent qu'un très faible prélèvement d'énergie sur les circuits de bord.

En outre, le fait que les oscillations de la surface aérodynamique sont faibles permet d'équiper la commande de
5 butées mécaniques limitant son déplacement en cas de panne du système.

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui suit de modes particuliers d'exécution de celle-ci, donnés à titre d'exemples non limitatifs. La
10 description se réfère aux dessins qui l'accompagnent, dans lesquels :

- la figure 1A est un schéma de principe montrant un aéronef équipé conformément à un mode particulier d'exécution de l'invention, les moteurs n'étant pas repré-
15 sentés,

- la figure 1B est un diagramme représentant la répartition, le long de l'envergure de l'aile, des sollicitations alternées engendrées par une gouverne oscillante, c'est-à-dire la variation de portance instationnaire ;

20 - la figure 2 est un schéma de principe montrant les fonctions remplies par le circuit de traitement du signal dans le dispositif de mise en oeuvre de l'invention montré en figure 1A ;

- la figure 3 est un diagramme tracé à partir d'essais comparatifs effectués en soufflerie aérodynamique, montrant
25 la densité spectrale du moment de flexion sur l'aile en fonction de la fréquence, sans mise en oeuvre de l'invention (courbe en tirets) et avec mise en oeuvre (courbe en trait plein) ;

30 - la figure 4, similaire à la figure 1A, montre un autre mode d'exécution de l'invention, dans lequel les sollicitations alternées appliquées pour réduire le tremblement sont obtenues à l'aide des aérofreins internes,

- les figures 5 et 6 montrent deux exemples de réalisation de la commande hydraulique d'une gouverne oscillante
35 en vue de la mise en oeuvre de l'invention.

Un avion de transport de passagers actuel comporte généralement une voilure constituée de deux ailes en flèche

- 6 -

11a et 11b munies de nombreuses surfaces mobiles. Une disposition fréquente consiste à prévoir au bord de fuite, de l'emplanture au bout de l'aile, successivement, un jeu de volets de bord de fuite ou flaperons, un aileron de commande en vol rapide, un second jeu de volets, puis un aileron de commande d'assiette en roulis en vol lent. L'extrados de l'aile porte de plus des aérofreins destructeurs de portance, fréquemment disposés en avant du jeu de volets. Seuls les volets internes 10 ont été représentés sur la figure 1A, avec l'incidence δ par rapport au plan moyen des ailes 11a, 11b qui leur est donnée au cours de certaines phases du vol.

Au cours de ces mêmes phases, une zone de décollement pulsatoire 12 peut apparaître et provoquer une oscillation de l'aile représentée, pour l'aile 11a, par la flèche double 13 sur la figure 1A. Ce mouvement de l'aile induit un mouvement vibratoire de l'ensemble du fuselage 14 de la dérive 15 et de l'empennage 16 de l'avion, schématisé sur la figure 1A par le tracé en tirets. La vibration suivant le mode d'ensemble qui en résulte constitue le tremblement.

Le dispositif suivant l'invention comporte, pour chaque aile, un détecteur 17 de mesure d'un paramètre représentatif de la contrainte dynamique due aux déformations de la voilure. Ce détecteur 17 est, par exemple, constitué par une jauge de contrainte collée sur la structure de l'aile, par exemple sur un longeron, au voisinage de l'emplanture. Cette jauge est placée dans un pont de mesure qui fournit un signal de sortie électrique. Ce détecteur fournit un signal représentatif de l'ensemble des contraintes (statiques et dynamiques) existant dans l'aile. D'autres types de détecteurs peuvent être utilisés, par exemple un accéléromètre ou un capteur de pression instationnaire dont le signal de sortie n'est pas affecté d'une composante continue.

Le signal de sortie du capteur est traité par un système de traitement du signal et de calcul, qui peut être de nature analogique, numérique ou hybride. Ce système peut notamment comporter un circuit 18 à seuil réglable

R, qui ne fournit un signal de sortie que lorsque l'amplitude du signal fourni par le capteur 17 dépasse un niveau supérieur au seuil de vibration normal de l'aile. Le seuil R peut être ajustable, éventuellement de façon automatique, pour tenir compte de divers paramètres, par exemple la masse de l'avion.

Le signal provenant du circuit à seuil 18 est traité par des moyens de calcul 19 qui, dans le mode de réalisation montré en figure 2, comportent un filtre de bande 19a dont la bande passante correspond au mode de flexion de l'aile à corriger. En règle générale, il s'agira de la fréquence fondamentale d'oscillation en flexion autour d'un axe parallèle à l'axe de roulis de l'avion. Le filtre 19a est suivi d'un circuit pseudo-intégrateur 19b destiné à élaborer un signal représentatif de la vitesse du mouvement d'oscillation. Enfin, un circuit de réglage de phase 19c élabore un signal représentant la phase correcte pour amortir le mouvement, avec l'amplitude adaptée compte tenu des caractéristiques propres de la surface aérodynamique utilisée pour réduire le tremblement.

La figure 1B représente, pour une aile en flèche à grand allongement du genre montré en figure 1A, la répartition de la force d'amortissement C_z découlant des forces de portance instationnaire engendrées par les oscillations d'une gouverne en fonction de la distance à l'emplanture y à la demi-envergure totale $b/2$. L'efficacité est la mieux répartie en envergure pour des gouvernes proches de l'emplanture. Cette caractéristique est utilisée, dans le cas illustré en figure 1A, en utilisant les flaperons 10, commandés en incidence selon une loi stationnaire lors du pilotage normal, pour amortir le tremblement en juxtaposant une loi instationnaire à la loi stationnaire. On voit sur la figure 1B, qui correspond à une situation représentative des conditions réelles de vol sur un avion commercial actuel ($\Delta = 1$ radian, $M = 0,78$, $\omega R = 0,18$) que les flaperons internes 10 se trouvent dans la zone d'efficacité maximale.

Chacun des flaperons internes 10 est muni d'un

- 8 -

organe normal de commande représenté en 21, constitué par exemple par un vérin hydraulique, associé à une vanne pilotée par des électrovannes qui reçoivent le signal de sortie du circuit 19. On peut également utiliser des moyens électriques, bien que cette solution soit moins fréquente actuellement.

En général, l'amplitude des oscillations nécessaires pour réduire le tremblement est très faible, de l'ordre de $\pm 1^\circ$. Ces oscillations peuvent être obtenues soit en utilisant les moyens moteurs 21 qui servent à la commande stationnaire, soit en ajoutant un moyen moteur supplémentaire en cascade avec le premier.

Les circuits 18 et 19 indépendants peuvent être prévus pour chaque aile ou au contraire on peut prévoir un système global permettant d'élaborer les ordres nécessaires pour les deux ailes et éventuellement de les combiner avec les ordres de commande suivant une loi stationnaire. Ce même système centralisé peut être prévu pour actionner simultanément ou en fonction des conditions de vol plusieurs surfaces aérodynamiques différentes, notamment pour tenir compte des conditions de vol. On voit en particulier que l'invention peut notamment être intégrée à un système de contrôle automatique généralisé.

Des essais menés en soufflerie pour vérifier la validité du procédé suivant l'invention ont notamment permis de tracer le diagramme de la figure 3, qui donne la variation de la densité spectrale $\underline{d}$ du moment de flexion en fonction de la fréquence $\underline{f}$.

La courbe 22 donne les résultats des essais sur une aile classique en flèche. La courbe 23 montre les résultats d'un essai effectué en combattant le tremblement de la même aile par des sollicitations engendrées par un flaperon oscillant, commandées par un circuit retenant uniquement les vibrations limitées au premier mode de vibration de l'aile en flexion. On constate un aplatissement de la courbe de densité spectrale, avec notamment suppression quasi complète de la pointe correspondante à la fréquence f_0 du premier mode de vibration de la voilure en flexion.

De façon plus générale, les résultats obtenus lors des essais montrent que l'invention permet d'obtenir une

réduction de 70 à 80% de l'amplitude dynamique de vibration de l'aile due au tremblement, d'où réduction de la fatigue dynamique de la structure de l'avion, amélioration du confort et augmentation du domaine de vol.

5 Ce résultat est atteint sans modification du phénomène de décollement, par réduction de la réponse dynamique de la voilure.

Dans le mode de réalisation montré en figure 4, la réduction du tremblement est obtenue par commande des aéro-
10 freins. Sur cette figure 4, on a représenté sur chaque aile des aérofreins ou "spoilers" 30_1 , 30_2 , 30_3 montrés en position ouverte, c'est-à-dire faisant avec le plan moyen de la voilure un angle de 30 à 60° en général. Lorsque les aérofreins sont ainsi ouverts, ils provoquent fréquemment
15 un phénomène de tremblement qui se répercute sur la voilure et sur l'ensemble de la structure de l'avion. Pour tenir compte de la répartition d'efficacité, telle qu'elle est illustrée en figure 1B, il sera généralement avantageux d'utiliser uniquement les deux aérofreins internes 30_3 pour
20 combattre le tremblement. Le circuit en boucle fermée de commande peut avoir une constitution similaire à celle montrée en figure 1A et comporter encore un détecteur 17, un circuit à seuil 18 et un circuit de traitement de signal du circuit 19. Le servomoteur de commande 21 de l'aéro-
25 frein interne 30_3 reçoit, par la ligne 20, le signal électrique de commande élaboré par le circuit 19. Encore une fois, l'amplitude $\Delta\delta$ à donner aux volets autour de l'incidence moyenne δ est faible, de l'ordre du degré.

Les moyens moteurs de commande suivant une loi insta-
30 tionnaire et leur mode de commande peuvent être de nature très diverse, comme cela a déjà été indiqué plus haut. La transmission des signaux de détection et de commande s'effectuera généralement par voie électrique, sous forme analogique puis numérique, bien que l'on puisse également
35 utiliser une transmission par voie optique, par exemple comme indiqué dans le document EP-A-0046 875.

De même, les moyens moteurs de commande des gouvernes peuvent avoir des constitutions très diverses. Les figures

- 10 -

5 et 6 montrent deux variantes qui, l'une et l'autre, ont l'avantage de limiter l'amplitude du mouvement d'oscillation destiné à combattre le tremblement, de sorte qu'une panne éventuelle du système n'a pour conséquence que le retour aux conditions de vol sans amortissement du tremblement, sans conséquence dangereuse pour l'avion.

Dans le cas illustré en figure 5, le dispositif 40 de commande du mouvement oscillant d'amplitude $\Delta\delta$ est inséré en cascade avec le vérin 21 de commande stationnaire de la gouverne 41. Le dispositif 40 comporte un vérin dont le cylindre est solidaire d'un tronçon 42₁ de la bielle de commande de la gouverne 41 reliée à l'organe mobile du vérin 21 et dont le piston est relié à l'autre tronçon 42₂ de la bielle. L'admission et l'échappement de liquide vers et à partir des compartiments du vérin à double effet 40 peuvent être commandés par des servovalves SV₁ et SV₂. Les fonds du cylindre peuvent constituer butée limitant les déplacements.

Dans le cas illustré en figure 6, on retrouve un vérin de commande stationnaire de la gouverne dont l'organe mobile attaque la gouverne par l'intermédiaire d'une bielle 42, cette fois d'une seule pièce. L'admission et l'échappement de fluide dans les compartiments du vérin s'effectuent par des conduites 45 reliées à au moins une vanne, généralement pilotée par servovalves. Le corps du vérin 21 est monté coulissant, avec un faible débattement, dans l'alésage 44 d'un boîtier supplémentaire solidaire de la structure de l'aile. La conduite instationnaire est obtenue par l'admission et l'échappement de fluide par l'intermédiaire de canalisations 46 commandées par servovalves.

L'invention est susceptible de nombreuses variantes encore de réalisation, permettant de combattre un seul ou plusieurs modes de vibration de la voilure. Dans tous les cas, la solution originale apportée par l'invention est de mise en oeuvre aisée, peu onéreuse et très efficace.

- 11 -

Elle s'applique aux aéronefs existants sans nécessité de modification importante de la structure et, en particulier, sans adjonction de surfaces mobiles supplémentaires.

REVENDECATIONS

1. Procédé de réduction du tremblement de la voilure d'un aéronef, caractérisé en ce qu'on mesure au moins un paramètre représentatif du tremblement et en ce qu'on fait
5 apparaître, dans une région localisée de la voilure, des sollicitations d'origine aérodynamique alternées dont l'amplitude et la phase sont déterminées automatiquement pour produire un amortissement d'au moins un mode de vibration de la voilure.
- 10 2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'on mesure une contrainte mécanique dans un élément de structure de la voilure.
3. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'on mesure une accélération.
- 15 4. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'on mesure une pression aérodynamique instationnaire à la surface de la voilure.
5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'on fait apparaître les sollici-
20 tations alternées par action sur au moins une surface aérodynamique active constituée par une gouverne remplissant également d'autres fonctions.
6. Installation de réduction du tremblement d'un élément de voilure d'aéronef, comprenant des moyens (17) de
25 mesure locale fournissant un signal représentatif de la valeur instantanée d'un paramètre lié au tremblement dans l'élément, tel qu'une contrainte dynamique, et des moyens de filtrage et de traitement dudit signal pour fournir un signal de commande d'une gouverne active (10, 30₃) placée
30 sur ledit élément de voilure dans un sens tel que les déplacements alternés de la gouverne amortissent les vibrations d'au moins un mode de tremblement.
7. Installation suivant la revendication 6, caractérisée en ce que ladite gouverne est placée à proximité de
35 l'emplanture de l'élément de voilure.
8. Installation suivant la revendication 6 ou 7, caractérisée en ce que ladite gouverne (10, 30₃) est une gouverne remplissant une fonction propre et en ce que lesdits moyens de filtrage et de traitement dudit signal

fournissent à ladite gouverne un signal de commande selon une loi instationnaire se juxtaposant à la loi stationnaire de commande statique.

- 5 9. Installation suivant la revendication 8, caractérisée en ce que la gouverne est constituée par un aérofrein ou un volet de bord de fuite et en ce que les moyens de filtrage et de traitement dudit signal sont prévus pour donner à ladite gouverne une oscillation d'amplitude maximale de l'ordre du degré.
- 10 10. Installation suivant l'une quelconque des revendications 6 à 9, caractérisée en ce que les moyens de mesure locale sont constitués par un pont de jauges de contrainte.
- 15 11. Installation suivant l'une quelconque des revendications 6 à 9, caractérisée en ce que les moyens de mesure locale sont constitués par un accéléromètre.
12. Installation suivant l'une quelconque des revendications 6 à 9, caractérisée en ce que les moyens de mesure locale sont constitués par un capteur de pression instationnaire.
- 20 13. Installation selon l'une quelconque des revendications 6 à 12, caractérisée en ce que les moyens de filtrage et de traitement dudit signal sont prévus pour effectuer un filtrage passe bande destiné à sélectionner les signaux dans une bande de fréquence correspondant au mode de vibration à combattre, un pseudo-intégrateur et des moyens de
- 25 réglage de phase.

