

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
—
**INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE**
—
COURBEVOIE
—

①① N° de publication : **3 042 612**

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②① N° d'enregistrement national : **15 59755**

⑤① Int Cl⁸ : **G 05 B 19/406 (2016.01), B 64 C 13/50**

⑫

BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ PROCÉDE ET DISPOSITIF DE DETECTION DE PANNES OSCILLATOIRES DANS UNE CHAÎNE D'ASSERVISSEMENT EN POSITION D'UNE GOUVERNE D'AERONEF.

②② Date de dépôt : 14.10.15.

③⑦ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 21.04.17 Bulletin 17/16.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 11.12.20 Bulletin 20/50.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par
actions simplifiée — FR.

⑦② Inventeur(s) : GOUPIL PHILIPPE, DAYRE REMY et
URBANO SIMONE.

⑦③ Titulaire(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par
actions simplifiée.

⑦④ Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

FR 3 042 612 - B1



DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de détection de pannes oscillatoires dans au moins une chaîne d'asservissement en position d'une gouverne d'aéronef, ainsi qu'un système de commandes de vol électriques comportant un tel dispositif de détection.

La présente invention s'applique à une chaîne d'asservissement :

- qui est destinée à asservir en position tous types de gouverne d'aéronef, tels que des ailerons, des spoilers ou une gouverne de profondeur par exemple ;
- qui fait partie d'un système de commandes de vol électriques de l'aéronef ; et
- qui comporte :
 - ladite gouverne qui est mobile, et dont la position par rapport à l'aéronef est réglée par au moins un actionneur ;
 - ledit actionneur qui règle la position de ladite gouverne, en fonction d'au moins un ordre d'actionnement reçu ;
 - au moins un capteur qui mesure la position effective de ladite gouverne ; et
 - un calculateur qui élabore un ordre d'actionnement de la gouverne, transmis audit actionneur, à partir de ladite position effective mesurée et d'un ordre de commande calculé par le pilote automatique ou à partir de l'action du pilote sur un manche de commande et de l'état inertiel de l'aéronef.

On sait qu'une telle chaîne d'asservissement comporte des composants électroniques qui sont susceptibles, en mode défaillant, d'engendrer un signal parasite qui peut faire osciller la gouverne asservie. Un phénomène de ce type est appelé "panne oscillatoire". Une autre cause possible de l'oscillation est le dysfonctionnement ou la rupture d'une pièce mécanique de l'actionneur.

On sait de plus que, lorsqu'une telle panne oscillatoire présente une fréquence qui est située à l'intérieur de la bande passante de l'actionneur, elle a pour effet :

- 5 - d'engendrer des charges importantes sur la structure de l'aéronef, ce qui rend nécessaire un renforcement de cette structure, si un dispositif dédié ne permet pas de détecter cette panne ;
- d'engendrer des charges en cas d'excitation d'un des modes propres de vibration de l'aéronef (phénomène de résonance, couplage aéroélastique) ;
- d'accélérer la fatigue de la structure de l'aéronef ;
- 10 - d'accélérer la fatigue du ou des actionneurs utilisés ; et
- de réduire le confort des passagers de l'aéronef.

ETAT DE LA TECHNIQUE

15 En pratique, l'aéronef est conçu pour supporter une certaine enveloppe de charge qui est définie par une courbe amplitude/fréquence. Ainsi, par exemple, l'apparition de rafales de vent va impacter la structure souple de l'aéronef et engendrer des charges sur cette structure, mais l'aéronef étant conçu pour supporter ces charges, il n'y a pas d'actions
20 particulières à mettre en place. Par contre, en cas de panne oscillatoire, il se peut que les charges associées se situent en dehors de l'enveloppe de conception. Des surveillances spécifiques sont mises en place pour détecter rapidement ces oscillations parasites et garantir ainsi que les vibrations de l'aéronef restent à l'intérieur de l'enveloppe prédéterminée en
25 amplitude/fréquence. En l'absence de ces surveillances, la couverture complète de telles pannes oscillatoires nécessiterait des renforcements de structures de l'aéronef, ce qui augmenterait le coût de l'aéronef.

Toutefois, les solutions usuelles pour réaliser de telles surveillances présentent une forte dépendance par rapport :

- 30 - au matériel utilisé ;

- au type de loi de pilotage de l'aéronef (fonction de la souplesse ou non de ce dernier) ;
- au système d'acquisition et de génération du calculateur ; et
- aux modes de panne dudit calculateur.

5 Par conséquent, à une famille particulière d'aéronefs correspond à chaque fois une solution usuelle particulière, qui ne présente pas de garantie d'être applicable à une autre famille d'aéronefs, existante ou future.

De plus, les solutions de surveillance usuelles présentent généralement une couverture restreinte, en ne réalisant le plus souvent
10 qu'une détection des oscillations engendrées par un composant particulier de la chaîne d'asservissement.

Les brevets FR-2 893 911 et FR-2 936 067 permettent de remédier au moins partiellement à ces inconvénients. Le brevet FR-2 893 911 notamment prévoit de comparer le fonctionnement réel de la chaîne d'asservissement
15 surveillée (qui est illustré par la position effective mesurée), à un fonctionnement idéal attendu hors panne (qui est illustré par une position théorique obtenu à partir d'un modèle), ce qui permet de mettre en évidence toute panne oscillatoire lorsqu'elle survient.

Les surveillances à base de modèle ont montré leur intérêt et leur
20 applicabilité à la détection des pannes oscillatoires. Par définition, elles reposent sur la connaissance d'un modèle, propre à chaque type d'actionneur, et leurs performances dépendent de la qualité de ces modèles (représentativité, incertitudes, bruits de modèle,...). Toutefois, une méthode développée pour un actionneur hydraulique classique, avec un modèle propre
25 à ce type d'actionneur, peut ne pas être adaptée à un autre type d'actionneur (par exemple de type EHA pour « Electro-Hydrostatic Actuator » en anglais) dont le principe physique et le fonctionnement sont régis par des principes différents, et qui est donc décrit par un modèle différent. Des algorithmes adaptatifs (par exemple de type EKF pour « Extended Kalman Filter » en
30 anglais) peuvent compenser ces différences de modèles, mais dans une certaine mesure seulement. Il est donc nécessaire de développer un modèle

pour chaque type d'actionneur et, dans la pratique, certains types de modèles se prêtent mieux à des méthodes de détection de pannes à base de modèle que d'autres. Ainsi, un modèle physique est bien adapté à des techniques de type observateur alors qu'un modèle de type fonctions de transfert, ou réseau
5 de fonctions de transfert, est plus difficile à exploiter pour ce type de méthode.

La présente invention a pour objet de fournir une approche alternative, non basée sur des modèles, pour la détection des pannes oscillatoires dans les boucles d'asservissement.

Cette nouvelle approche doit conserver, voire même améliorer si
10 possible, la robustesse et les performances des approches à base de modèles. Il s'agit de détecter des pannes de faibles amplitudes en un temps rapide, compatible des exigences de design structural. Il s'agit également de trouver une méthode plus générique que les approches basées sur des modèles, c'est-à-dire qui peut être adaptée facilement d'un type d'actionneur
15 à un autre, avec des paramètres de réglage de haut niveau facilement adaptables par un opérateur ou un concepteur de systèmes. La complexité calculatoire doit également être maîtrisée pour rester compatible des capacités de traitement limitées des calculateurs de commandes de vol.

20 **EXPOSÉ DE L'INVENTION**

La présente invention a pour objet de remédier à l'inconvénient précité de l'art antérieur. Elle concerne un procédé de détection d'au moins une panne oscillatoire dans au moins une chaîne d'asservissement de
25 position d'au moins une gouverne d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport, non basé sur des modèles, et qui est robuste et performant. Cette chaîne d'asservissement est du type comportant :

- ladite gouverne qui est mobile, et dont la position par rapport à l'aéronef est réglée par au moins un actionneur ;
- 30 - ledit actionneur qui règle la position de ladite gouverne, en fonction d'au moins un ordre d'actionnement reçu ;

- au moins un capteur qui mesure une valeur de position représentative de la position effective de ladite gouverne ; et
- un calculateur qui élabore un ordre de commande (de gouverne), qui reçoit ladite valeur de position mesurée et qui en déduit un ordre d'actionnement qui est transmis audit actionneur.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé comprend la suite d'étapes successives suivante, mise en œuvre de façon automatique et itérative :

- a) une première étape de traitement de données consistant à déterminer une première évolution de l'ordre de commande en fonction du temps, ladite première évolution étant définie selon un paramètre de référence (par exemple un angle de débattement de la gouverne ou un déplacement d'une tige de l'actionneur) ;
- b) une seconde étape de traitement de données consistant à déterminer au moins une seconde évolution de la valeur de position en fonction du temps, ladite seconde évolution étant également définie selon ledit paramètre de référence ; et
- c) une étape de surveillance consistant à comparer lesdites première et seconde évolutions pour vérifier l'existence d'une corrélation entre ces première et seconde évolutions de manière à détecter une panne oscillatoire dès qu'apparaît, le cas échéant, une perte de corrélation entre lesdites première et seconde évolutions.

Ainsi, grâce à l'invention, on détecte les pannes oscillatoires en exploitant les différences de comportement entre les signaux circulant dans la boucle d'asservissement dans le cas nominal (hors panne) et dans le cas défectueux (présence de panne oscillatoire). En effet :

- en absence de panne, il existe une forte corrélation entre l'évolution de l'ordre de commande (« commande » ou « consigne d'asservissement ») et l'évolution de la position de la tige de l'actionneur et/ou de la position de la gouverne, les deux évolutions étant définies selon le même paramètre (par exemple un angle de débattement de la gouverne ou un déplacement d'une tige de l'actionneur) ; et

- dans le cas d'une panne oscillatoire, il existe une perte de corrélation (ou de similarité) entre les différentes évolutions.

Le procédé de détection permet d'exploiter cette perte de corrélation, (ou de similarité), entre les différents signaux circulant dans la boucle d'asservissement, et ce afin de différencier le cas hors panne du cas d'un
5 fonctionnement erroné.

Le procédé est avantageux comparé à des approches à base de modèle, puisqu'il ne nécessite pas la connaissance d'un tel modèle, et présente donc une généricité permettant d'appliquer le même procédé dans
10 des contextes différents (par exemple une gouverne différente d'un avion différent avec des actionneurs différents). En outre, le procédé conforme à l'invention évite de recourir à des capteurs ou à des jauges spécifiques pour estimer le(s) paramètre(s) du modèle de l'actionneur et n'a donc pas d'impact négatif sur le bilan de masse.

Par ailleurs, avantageusement, la seconde étape de traitement de
15 données consiste à déterminer au moins une seconde évolution de valeur de position à partir d'au moins une valeur de position issue d'au moins l'un des deux capteurs suivants : un capteur de mesure d'une position d'une tige de l'actionneur et un capteur de mesure directe d'une position de la gouverne.

En outre, de façon avantageuse, l'étape de surveillance comprend
20 une sous-étape de surveillance à haute fréquence et une sous-étape de surveillance à basse fréquence, ainsi qu'une sous-étape de filtrage.

Dans un mode de réalisation préféré, la sous-étape de surveillance à haute fréquence comprend :

- 25 - une étape de calcul de distance consistant à calculer la distance entre les première et seconde évolutions au cours du temps ;
- une étape de comparaison consistant à comparer cette distance à une première valeur de seuil de détection ; et
- une étape de détection consistant à détecter une panne oscillatoire lorsque
30 ladite distance est supérieure à ladite valeur de seuil de détection pendant une première durée prédéterminée.

Dans ce cas, avantageusement, l'étape de calcul de distance consiste à calculer une distance euclidienne.

En outre, dans un mode de réalisation préféré, la sous-étape de surveillance à basse fréquence comprend :

- 5 - une étape de calcul de distance consistant à calculer trois distances entre les trois évolutions suivantes prises deux à deux, c'est-à-dire à calculer trois distances entre, à chaque fois, deux des trois évolutions suivantes : la première évolution relative à l'ordre de commande, une seconde évolution relative à une position d'une tige de l'actionneur, et une seconde valeur de
10 position relative à une position de la gouverne ;
- une étape de comparaison consistant à comparer ces trois distances à une seconde valeur de seuil de détection, par exemple égale à ladite première valeur de seuil de détection ; et
- une étape de détection consistant à détecter une panne oscillatoire dès
15 qu'au moins deux desdites trois distances sont supérieures à ladite seconde valeur de seuil de détection pendant une seconde durée prédéterminée, par exemple égale à ladite première durée prédéterminée.

Dans ce cas, avantageusement, ladite seconde valeur de position relative à la position de la gouverne prend en compte l'une des valeurs
20 suivantes :

- une position de gouverne mesurée directement par un capteur de mesure de position de gouverne ;
- une position de gouverne estimée.

De plus, de façon avantageuse, l'étape de calcul de distance consiste
25 à calculer une distance euclidienne et à pondérer cette distance euclidienne par un facteur de correction.

Par ailleurs, avantageusement, le procédé de détection comprend également :

- une étape de réglage d'un seuil de détection ; et/ou
- 30 - une première étape de prétraitement consistant à mettre en œuvre un recentrage de signal ; et/ou

- une seconde étape de prétraitement consistant à mettre en œuvre une compensation d'une erreur de traînage.

La présente invention concerne également un dispositif de détection automatique d'au moins une panne oscillatoire dans au moins une chaîne
5 d'asservissement en position (du type précité) d'au moins une gouverne (aileron, spoiler, gouverne de profondeur, gouverne de direction) d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport.

Selon l'invention, ledit dispositif de détection comporte :

- 10 - une première unité de traitement de données configurée pour déterminer une première évolution de l'ordre de commande en fonction du temps, ladite première évolution étant définie selon un paramètre de référence ;
- une seconde unité de traitement de données configurée pour déterminer au moins une seconde évolution de la valeur de position en fonction du temps, ladite seconde évolution étant également définie selon un paramètre de
15 référence ; et
- une unité de surveillance configurée pour comparer lesdites première et seconde évolutions afin de vérifier l'existence d'une corrélation entre ces première et seconde évolutions de manière à détecter une panne oscillatoire dès qu'apparaît, le cas échéant, une perte de corrélation entre lesdites
20 première et seconde évolutions.

La présente invention concerne également un système de commandes de vol électriques d'un aéronef, du type comportant :

- 25 - au moins un moyen usuel (comprenant par exemple un manche de commande) pour engendrer des données (ou informations) de commande (de gouverne) pour au moins une gouverne de l'aéronef ; et
- au moins une chaîne d'asservissement en position de cette gouverne, de type précité.

Selon l'invention, ce système de commandes de vol électriques comporte, de plus, au moins un dispositif de détection de pannes oscillatoires,
30 tel que décrit précédemment.

La présente invention concerne, en outre, un aéronef, en particulier un avion de transport, qui comporte un dispositif de panne oscillatoire et/ou un système de commandes de vol électriques, tels que précités.

5 BRÈVE DESCRIPTION DES FIGURES

Les figures annexées feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables. Plus particulièrement :

- 10 - la figure 1 illustre schématiquement une chaîne d'asservissement en position d'une gouverne d'aéronef, qui comporte un dispositif de détection ;
- la figure 2 est le schéma synoptique d'un dispositif de détection selon un mode de réalisation préféré de l'invention ;
- les figures 3 et 4 sont des graphiques illustrant des évolutions de
15 paramètres, respectivement, dans une situation de fonctionnement normal et dans une situation de panne ; et
- les figures 5 et 6 sont les schémas synoptiques de sous-unités de surveillance pour des signaux, respectivement, à haute fréquence et à basse fréquence.

20

DESCRIPTION DÉTAILLÉE

Le dispositif de détection 1 (« DETECTION DEVICE » en anglais) permettant d'illustrer l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1
25 est destiné à détecter au moins une panne oscillatoire dans au moins une chaîne 2 d'asservissement en position d'au moins une gouverne 3 (aileron, spoiler, gouverne de profondeur, gouverne de direction) d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport.

De façon usuelle, cette chaîne d'asservissement 2 fait partie d'un
30 système de commandes de vol électriques 4 de l'aéronef et comporte :

- ladite gouverne 3 qui est mobile, en étant susceptible d'être braquée comme illustré par une flèche double E sur la figure 1, et dont la position par rapport à la structure de l'aéronef est réglée par au moins un actionneur usuel 5 ;
- ledit actionneur 5 qui règle la position de ladite gouverne 3, par exemple par l'intermédiaire d'une tige 6 qui agit sur cette dernière, en fonction d'au moins un ordre d'actionnement reçu par l'intermédiaire d'une liaison 7 ;
- au moins un capteur 8, 9 qui mesure la position effective de ladite gouverne 3. A cet effet, il peut s'agir d'un capteur 8 qui est directement associé à la gouverne 3 et/ou d'un capteur 9 qui mesure le déplacement de la tige 6 de l'actionneur 5 ; et
- un calculateur 10, par exemple un calculateur de commandes de vol :
 - qui reçoit des informations ou données de commande d'une unité 11 de génération d'informations de commande (« ORDER GENERATION UNIT » en anglais), représentant des ordres de braquage, par l'intermédiaire d'une liaison 12. Cette unité 11 de génération d'informations de commande comporte, par exemple, un manche de commande usuel (non représenté) qui est susceptible d'être actionné par un pilote de l'aéronef et des capteurs inertiels ;
 - qui élabore de façon usuelle un ordre de commande (de gouverne), à l'aide d'un élément de calcul 13 (« COMPUTATION UNIT » en anglais) intégré, qui contient des lois de pilotage et qui utilise, pour cette élaboration, des données ou informations de commande (par exemple action du pilote sur le manche de commande, paramètres qui indiquent la position de l'aéronef autour de son centre de gravité, facteurs de charge qu'il subit) reçues de ladite unité 11 ;
 - qui reçoit, au niveau d'un élément de réception 14 (« RECEPTION UNIT » en anglais), la valeur de position mesurée par le capteur 8, par l'intermédiaire d'une liaison 15, via une entrée 16 de type analogique, et/ou la valeur de position mesurée par le capteur 9, par l'intermédiaire d'une liaison 17, via une entrée 18 de type analogique ;

- qui calcule à partir des informations précédentes (ordre de commande de gouverne et position(s) effective(s) mesurée(s)), prises en compte via un élément 19, ledit ordre d'actionnement, à l'aide d'un élément de calcul 20 (« COMPUTATION UNIT » en anglais) intégré, tenant notamment compte d'un gain ; et
- qui transmet cet ordre d'actionnement à un composant 21 qui permet de convertir cet ordre en un mouvement de la tige de l'actionneur 5 (par exemple une servovalve dans le cas d'une servocommande hydraulique usuelle), par l'intermédiaire de la liaison 7 via une sortie 22 de type analogique.

Tous les éléments de cette chaîne d'asservissement 2 qui contiennent des composants électroniques, et notamment les entrées 16 et 18 et la sortie 22, peuvent être sources de pannes oscillatoires, c'est-à-dire de pannes qui sont susceptibles d'engendrer un signal électrique parasite qui peut faire osciller la gouverne 3. On considère que les principales sources de pannes oscillatoires peuvent être modélisées comme originaires soit de la sortie numérique/analogique 22, soit des entrées analogiques/numériques 16 et 18. Une panne d'origine mécanique au sein de l'actionneur peut ainsi être assimilée à une panne sur la sortie numérique/analogique.

Ledit système de commandes de vol électriques 4 comporte, en plus de ladite chaîne d'asservissement 2, le dispositif de détection 1 qui est destiné à détecter toute panne oscillatoire du type précité.

Dans un mode de réalisation préféré représenté sur la figure 1, le dispositif de détection 1 est intégré dans le calculateur 10.

Ledit dispositif de détection 1 comporte, comme représenté sur la figure 2 :

- une unité de traitement de données 24 (« DATA PROCESSING UNIT » en anglais) configurée pour déterminer une évolution de l'ordre de commande en fonction du temps, dite première évolution. La première évolution est définie selon un paramètre dit de référence (par exemple un angle de débattement de la gouverne 3, exprimé en particulier en degrés, ou un déplacement de la tige

6 de l'actionneur 5, exprimé en particulier en millimètres). Pour ce faire, l'unité de traitement de données 24 est liée, via une liaison 25 à l'élément de calcul 13 qui fournit l'ordre de commande ;

5 - une unité de traitement de données 26 (« DATA PROCESSING UNIT » en anglais) configurée pour déterminer au moins une évolution de la valeur de position en fonction du temps, dite seconde évolution. La seconde évolution est définie selon le même paramètre de référence que la première évolution de manière à pouvoir comparer les deux évolutions, comme précisé ci-dessous. Pour ce faire, l'unité de traitement de données 26 est liée par
10 l'intermédiaire de liaisons 27 et 28, respectivement, auxdites entrées 16 et 18 qui fournissent des valeurs de position ; et

- une unité de surveillance 29 reliée par l'intermédiaire de liaisons 30 et 31, respectivement, aux unités de traitement de données 24 et 26 et configurée pour comparer, de la manière précisée ci-dessous, lesdites première et
15 seconde évolutions (qui sont définies selon le même paramètre) afin de vérifier l'existence d'une corrélation entre les première et seconde évolutions de manière à détecter une panne oscillatoire dès qu'apparaît, le cas échéant, une perte de corrélation entre ces première et seconde évolutions.

L'unité de traitement de données 26 est configurée pour déterminer
20 au moins une seconde évolution de valeur de position, à partir d'au moins une valeur de position issue d'au moins l'un des deux capteurs 8 et 9 suivants :

- le capteur 8 de type RVDT (« Rotary Variable Differential Transducer » en anglais), qui mesure directement la position de la gouverne 3 (ci-après « mesure RVDT ») ; et
25 - le capteur 9 de type LVDT (« Linear Variable Differential Transducer » en anglais), qui mesure la position de la tige 6 de l'actionneur 5 (ci-après « mesure LVDT »).

Ainsi, le dispositif de détection 1 détecte les pannes oscillatoires en exploitant les différences de comportement entre les signaux circulant dans la
30 boucle d'asservissement dans le cas nominal (hors panne) et dans le cas défectueux (présence d'une panne oscillatoire). En effet :

- en absence de panne, il existe une forte corrélation entre l'ordre de commande (ou « consigne d'asservissement ») et la position de la tige 6 de l'actionneur 5 et/ou la position de la gouverne 3 ; et
- dans le cas d'une panne oscillatoire, il existe une perte (ou absence) de corrélation (ou de similarité) entre les différents signaux.

Le dispositif de détection 1 permet d'exploiter cette perte de corrélation (ou de similarité), entre les différents signaux circulant dans la boucle d'asservissement, et ce afin de différencier le cas hors panne du cas d'un fonctionnement erroné.

En fonctionnement hors panne, l'évolution de l'ordre de commande mise en évidence par une courbe C1A sur la figure 3 et l'évolution de la valeur de position de la gouverne (position de la tige ou position directe de la gouverne) mise en évidence par une courbe C2A, sont fortement corrélées. La figure 3 montre un graphique illustrant le paramètre de référence P (exprimé en une unité correspondante, par exemple en degrés pour un angle de débattement de la gouverne, ou en millimètres pour un déplacement de la tige de l'actionneur) en fonction du temps T (exprimé en une unité de temps). Il existe un retard entre les deux courbes, appelé « erreur de traînage », qui correspond au temps de réaction de l'actionneur 5 à l'ordre de commande. Entre le calcul du courant d'asservissement dans le calculateur et sa mécanisation au sein de l'actionneur, il existe en effet un délai de quelques dizaines de millisecondes. A ce retard près, les deux signaux sont très similaires, car le signal de position correspond à la mécanisation de la commande au sein de l'actionneur, grâce à l'asservissement. De légères différences d'amplitude (atténuation ou amplification) peuvent également apparaître, par exemple dans le cas d'efforts aérodynamiques importants ou pour les fréquences élevées où l'actionneur agit comme un filtre passe-bas.

En revanche, en cas de panne, il apparaît une perte de corrélation (ou de similarité) entre l'évolution de l'ordre de commande mise en évidence par une courbe C1B sur la figure 4 et la ou les évolutions considérées de la valeur de position, mises en évidence par des courbes C2B et C3B correspondant

respectivement à des mesures LVDT et RVDT. La figure 4 montre un graphique illustrant le paramètre de référence P (exprimé en une unité correspondante) en fonction du temps T (exprimé en une unité de temps). Suivant le type de panne (liquide (c'est-à-dire une panne additive) ou solide (c'est-à-dire une panne qui se substitue intégralement au signal nominal)) et la fréquence de la panne, les différences peuvent varier sensiblement, mais systématiquement on constate une perte de corrélation. L'apparition de la panne peut entraîner un mouvement non désiré de l'aéronef, qui sera mesuré par les capteurs mesurant l'attitude de l'aéronef et donc interprété par les lois de pilotage qui vont naturellement chercher à compenser l'effet de la panne. Suivant la fréquence de la panne, cette compensation sera plus ou moins efficace, mais il subsistera toujours une différence significative avec le comportement nominal en absence de panne.

Comparé à des approches à base de modèle, le dispositif de détection 1 ne nécessite pas la connaissance d'un modèle, et présente donc une genericité permettant d'appliquer le même procédé dans des contextes différents (par exemple à une gouverne différente d'un aéronef différent avec des actionneurs différents).

De plus, le dispositif de détection 1 évite d'avoir à recourir à des capteurs ou à des jauges spécifiques, notamment pour estimer le(s) paramètre(s) du modèle de l'actionneur, et n'a donc pas d'impact négatif sur le bilan de masse.

Le dispositif de détection 1 comporte des moyens logiciels qui permettent de détecter des pannes oscillatoires (solides et liquides) dans la boucle d'asservissement en position d'au moins une gouverne d'un aéronef. Le dispositif de détection 1 peut être utilisé pour améliorer la contrôlabilité de l'aéronef et participer à l'optimisation de son design structural (gain de masse).

En outre, le dispositif 1 permet de détecter tous les modes de défaillance oscillatoire existant dans la chaîne d'asservissement 2 de type précité, et il est applicable à tout type d'aéronef.

L'unité de surveillance 29 peut prendre en compte un signal indicateur $I(t)$ qui est en mesure de mettre en évidence la perte de similarité (ou de corrélation) entre les signaux disponibles dans la boucle d'asservissement : ordre de commande dit U, mesure LVDT et mesure RVDT. Dans le cas idéal, on a :

$I(t) = 0$, en l'absence de panne oscillatoire ; et

$I(t) = 1$, en présence d'une panne oscillatoire.

Dans le cas réel, en raison de la présence de bruits de mesure, de retards, de limitations quelconques (différences d'amplitude, de fréquence,...) et en raison de la nature même de l'indicateur, le signal indicateur est beaucoup plus agité et plus difficile à interpréter, nécessitant l'utilisation par exemple d'une logique à base de seuil (fixe ou adaptatif).

Dans le mode de mise en œuvre le plus simple, seulement l'ordre de commande U et la mesure LVDT sont disponibles et utilisés. Dans certains cas (sur certaines gouvernes de certains avions), il est également possible de disposer des trois informations : ordre de commande U, mesure LVDT et mesure RVDT.

Par ailleurs, l'unité de surveillance 29 comprend, comme représenté sur la figure 2, une sous-unité de filtrage 32 (« FILTERING UNIT » en anglais), ainsi qu'une sous-unité de surveillance 33 (« MONITORING UNIT » en anglais) à haute fréquence et une sous-unité de surveillance 34 (« MONITORING UNIT » en anglais) à basse fréquence.

Comme la fréquence de la panne et son instant d'apparition sont inconnus, on met en œuvre en parallèle deux stratégies de détection, respectivement à basse fréquence et à haute fréquence. Afin de dissocier ces deux bandes, on applique au préalable, via la sous-unité de filtrage 32, un banc de deux filtres passe-bande, par exemple récurrents (« RII » : à « Réponse Impulsionnelle Infinie »), du type Tchebychev ou elliptiques. L'opération de filtrage en sous-bandes permet également de supprimer le

bruit, de réduire l'influence d'un éventuel biais et de régler plus facilement les seuils sur les mesures de distance par fenêtre glissante.

Deux cas sont donc à dissocier, en fonction de la fréquence de la panne. Plus précisément :

- 5 - à haute fréquence, l'effet de la panne n'a pas de conséquences suffisantes pour perturber le contrôle de l'aéronef. Mais il existe un effet structural, c'est-à-dire une génération de charges supplémentaires sur la structure. Il apparaît donc un écart suffisamment important entre l'ordre de commande U (qui ne réagit pas) et la mesure LVDT. Ces deux mesures sont donc suffisantes pour
10 détecter la panne ; et
- à basse fréquence, l'effet de la panne sur les mouvements de l'aéronef peut être significatif. En conséquence, la loi de contrôle va réagir via les mouvements mesurés par les capteurs usuels (par exemple clinométriques, inertiels,...) et donc chercher à contrer la panne. On peut donc retrouver sur la
15 commande des oscillations de même fréquence que la panne, à des amplitudes et déphasages pouvant être différents ou relativement proches et donc rendant la détection plus difficile. Dans ce cas, le traitement seul de l'ordre de commande U et de la mesure LVDT peut ne pas être suffisant, et il convient d'utiliser la mesure RVDT afin de lever le doute, car la panne peut
20 avoir des conséquences différentes suivant son origine.

En effet, on peut montrer que, suivant l'origine de la panne et dans certaines conditions, la mesure RVDT traduit systématiquement l'oscillation réelle de la gouverne, alors que l'acquisition dans le calculateur de la mesure LVDT peut ne pas être tout à fait représentative de l'amplitude d'oscillation
25 réelle.

Dans un autre mode de panne, l'inverse peut se produire. La mesure LVDT peut être plus favorable (c'est-à-dire plus élevée) que la mesure RVDT. Par conséquent, en fonction de l'origine de la panne, les valeurs des mesures RVDT et LVDT ne sont pas nécessairement égales, et donc l'unité de
30 surveillance 29, pour être plus efficace, utilise l'une ou l'autre de ces valeurs (ou les deux).

Dans un mode de réalisation préféré, la sous-unité de surveillance 33 à haute fréquence de l'unité de surveillance 29, comprend, comme représenté sur la figure 5 :

- 5 - une unité de calcul 36 (« COMPUTATION UNIT » en anglais) configurée pour calculer la distance (ou différence) entre les première et seconde évolutions au cours du temps ;
- une unité de comparaison 37 (« COMPARISON UNIT » en anglais) reliée à l'unité de calcul 36 et configurée pour comparer cette distance à une valeur de seuil de détection $\alpha(t)$; et
- 10 - une unité de détection 38 (« DETECTION UNIT » en anglais) reliée à l'unité de comparaison 37 et configurée pour détecter une panne oscillatoire lorsque ladite distance est supérieure à ladite valeur de seuil de détection $\alpha(t)$ pendant une durée T_α prédéterminée.

Dans ce cas, l'unité de calcul 36 calcule une distance euclidienne, à savoir une distance $d(U, LVDT)$ entre l'ordre de commande U et la mesure LVDT, qui est comparée à ladite valeur de seuil de détection $\alpha(t)$ par l'unité de comparaison 37. De plus, l'unité de détection 38 conclut donc :

- si $d(U, LVDT) > \alpha(t)$ pendant la durée T_α , à la détection d'une panne oscillatoire ; et
- 20 - si $d(U, LVDT) < \alpha(t)$, à une absence de panne oscillatoire.

La valeur du seuil de détection $\alpha(t)$ peut être fixe ($\alpha(t)=K$, K étant une constante) ou bien être adaptative, c'est-à-dire que la valeur varie au cours du temps, en fonction de conditions particulières comme par exemple la dynamique de la commande ou les conditions extérieures.

25 A haute fréquence, l'unité de calcul 36 met en œuvre, de préférence, un simple calcul de distance euclidienne qui, en dimension 1, est simplement la valeur absolue entre deux scalaires x et y : $|x-y|$. Dans le cas de deux séries temporelles x et y , l'unité de calcul 36 calcule la distance $d(x,y)$ à l'aide de l'expression suivante :

$$d(x, y) = \sqrt{\sum_{i=1}^N (x_i - y_i)^2}$$

Dans cette expression, N correspond à la largeur d'une fenêtre glissante et i correspond à un indice d'échantillonnage. L'unité de calcul 36 effectue donc ce calcul au sein d'une fenêtre glissante dont la taille est liée à la bande de fréquence que l'on souhaite surveiller.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, la sous-unité de surveillance 34 à basse fréquence comprend, comme représenté sur la figure 6 :

- une unité de calcul 39 (« COMPUTATION UNIT » en anglais) configurée pour calculer trois distances (ou différences) entre les trois évolutions suivantes : la première évolution relative à l'ordre de commande U, une seconde évolution relative à la mesure LVDT (position de la tige 6 de l'actionneur 5), et une seconde valeur de position relative à la mesure RVDT (position de la gouverne 3) ;

- une unité de comparaison 40 (« COMPUTATION UNIT) en anglais) reliée à l'unité de calcul 39 et configurée pour comparer ces trois distances à une valeur de seuil de détection qui correspond, par exemple, à la valeur de seuil de détection utilisée par l'unité de comparaison 37 ; et

- une unité de détection 41 (« DETECTION UNIT » en anglais) reliée à l'unité de comparaison 40 et configurée pour détecter une panne oscillatoire dès qu'au moins deux desdites trois distances sont supérieures à la valeur de seuil pendant une durée prédéterminée, égale de préférence à la durée prise en compte par l'unité de détection 38.

Dans le cas où une mesure RVDT est disponible, c'est-à-dire notamment lorsque la gouverne 3 est équipée d'un capteur 8 de type RVDT, l'unité de calcul 39 calcule les distances : $d(U, LVDT)$, $d(U, RVDT)$ et $d(LVDT, RVDT)$ entre les trois paramètres (commande U, mesure LVDT, mesure RVDT), deux à deux. L'unité de comparaison 40 utilise alors la table logique suivante :

- si $d(U, LVDT) = d(U, RVDT) = d(LVDT, RVDT) = 0$, il n'y a pas de panne ;
- si $d(U, LVDT) = d(U, RVDT) = 1$ et $d(LVDT, RVDT) = 0$, une panne est détectée, qui a pour origine une sortie numérique/analogique ; et
- si $d(U, LVDT) = 0$ ou 1 et $d(U, RVDT) = d(LVDT, RVDT) = 1$, une panne est

5

Dans cette table, « 0 » signifie que $d(x,y) < \alpha(t)$ et « 1 » que $d(x,y) > \alpha(t)$ pendant un temps T_α , avec x et y pouvant être soit U, LVDT ou RVDT.

On utilise donc le fait qu'en cas de panne, quelle que soit son origine, au moins deux valeurs ne sont pas similaires.

10

Dans un mode de réalisation particulier, l'unité de comparaison 40 utilise uniquement $d(U, RVDT)$. Elle est la seule distance qui vaut systématiquement 1 quelle que soit l'origine de la panne.

15

Si la gouverne 3 n'est pas équipée d'un capteur 8 de type RVDT, l'unité de calcul 39 (ou l'unité de traitement de données 26) estime dans un premier temps cette position, ou une grandeur équivalente, puis elle calcule des distances entre les trois paramètres deux à deux, et l'unité de comparaison 40 utilise la même table logique que pour le cas d'une gouverne avec un capteur RVDT.

20

Pour cette estimation, la connaissance du courant d'asservissement $i(t)$ par exemple, permet de remonter à la vitesse de la tige de l'actionneur (c'est-à-dire via un petit modèle de la servo-valve, dans le cas d'une servocommande classique). La dérivation de l'ordre de commande U et de la mesure LVDT permet de pouvoir comparer des grandeurs homogènes. Ainsi, on dispose de trois valeurs homogènes pouvant être comparées.

25

A basse fréquence, en raison de la réaction de la loi qui cherche à contrer la panne, et en fonction de l'origine de la panne, un simple calcul de distance entre l'ordre de commande U et la mesure LVDT n'est donc pas toujours suffisant pour mettre en évidence la panne. De même, un calcul de distance euclidienne peut ne pas être assez sensible pour mettre en évidence

30

les différences entre les trois valeurs U, LVDT et RVDT. Aussi, on utilise de préférence une mesure sensible à la distance et à la complexité globale du

signal, comme par exemple une métrique appelée « Distance Invariante avec la Complexité » (à savoir « Complexity Invariant Distance » en anglais) désignée « distance CID » ci-après.

5 La distance CID consiste à pondérer la distance euclidienne $d(x,y)$ par un facteur de correction $CE(x)$ qui traduit l'idée intuitive que si l'on étire un signal agité jusqu'à ce qu'il devienne une ligne droite alors il sera plus long qu'un signal peu agité.

La distance CID s'exprime de la façon suivante :

$$CID(x, y) = d(x, y) \cdot c_f$$

10 avec :

$$c_f = \frac{\max(CE(x), CE(y))}{\min(CE(x), CE(y))}$$

et :

$$CE(x) = \sqrt{\sum_{i=1}^{N-1} (x_i - x_{i+1})^2} .$$

15 Dans certaines situations, le calcul de la distance euclidienne seulement ne permet pas de détecter une panne, car elle a la même valeur en phase dynamique et en cas de panne. Par contre la distance CID, grâce au coefficient pondérateur c_f , permet de détecter la panne par exemple à l'aide d'une logique à base de seuil.

20 Dans un mode de réalisation particulier, l'unité de calcul 39 calcule le coefficient CE comme une somme de distances (et non pas comme la racine carrée de la somme, tel que dans la définition initiale du CID). Cela revient donc à déplacer le terme en racine carrée avant de faire la somme par fenêtre glissante. On calcule ainsi une réelle distance curviligne, ce qui permet également d'être plus robuste numériquement, tout en gardant les propriétés
25 du facteur correctif CE .

Par ailleurs, le dispositif de détection 1 comprend également, comme représenté sur la figure 2, une unité de réglage 42 permettant de régler le seuil de détection (« DETECTION THRESHOLD » en anglais).

Cette unité de réglage 42 permet de mettre en œuvre un réglage fin du seuil de détection qui doit être conforme aux exigences de robustesse (seuil suffisamment élevé pour éviter les fausses alarmes) et de performance (seuil suffisamment bas pour éviter l'absence de détections). On prévoit trois modes de réalisation différents.

Dans un premier mode de réalisation, on calcule une distance euclidienne. Dans ce cas, on calcule une première valeur de seuil, qui sert de point de départ pour un réglage affiné plus empirique. On considère le cas d'une panne à haute fréquence, donc sans réaction de la loi. On a donc, x étant nul et y étant égal au signal de panne, une sinusoïde du type $A \cdot \sin(\omega t + \phi)$ avec ω la pulsation, A l'amplitude de panne à détecter et ϕ la phase.

$$d(0, y) = \sqrt{\sum_{i=0}^N A^2 \sin^2(\omega t(i) + \phi)}$$

Par simulation numérique, en considérant toute la gamme de fréquences et de phases possibles, pour une longueur de fenêtre donnée, on peut déterminer la valeur minimale de $d(0, y)$ qui correspond à la présence d'une panne d'amplitude A . Cette valeur sert de seuil initial, moyennant une marge à définir.

En prenant l'hypothèse, en temps discret, que $\omega = 2\pi f t = 2\pi f n T_e$, avec T_e la période d'échantillonnage, et que la commande est nulle, on arrive à la solution analytique suivante :

$$d = \sqrt{\sum_{n=0}^N (x_n - y_n)^2} = \sqrt{\sum_{n=0}^N (A \sin(2\pi f n T_e + \phi))^2}$$

En utilisant les relations trigonométriques usuelles, on simplifie cette expression en :

$$d = A \sqrt{\frac{N}{2} - \frac{1}{2} \sum_{n=0}^N \cos(2k_1 n + 2\phi)}$$

$$d = A \sqrt{\frac{N}{2} - \frac{1}{2} \left[\frac{\sin((N+1)k_1)}{\sin(k_1)} (\cos(2\phi) \cos(Nk_1) - \sin(2\phi) \sin(Nk_1)) \right]}$$

avec : $k_1 = 2\pi f T_e$.

Une analyse rapide montre que le terme dominant est simplement :

$A \sqrt{\frac{N}{2}}$. On peut déterminer un premier seuil de réglage à partir de l'amplitude

5 A de panne à détecter et de la largeur N de la fenêtre glissante.

Dans un second mode de réalisation, on calcule le seuil de réglage dans le pire cas défini par une manœuvre très dynamique combinée à un retard, un biais, un bruit de mesure, des erreurs (statiques, dynamiques, mécaniques,...),..., qui sont jugés dimensionnant pour le système considéré.

10 Ensuite, de façon itérative et empirique, on ajuste le seuil de réglage de façon à tenir les spécifications (c'est-à-dire l'amplitude de panne à détecter dans le temps imparti).

Par ailleurs, dans un troisième mode de réalisation, dans le cadre d'un test d'hypothèse, on calcule une première valeur de seuil, qui sert de
15 point de départ pour un réglage affiné plus empirique. Le test d'hypothèse consiste à choisir entre deux options possibles :

- sous l'hypothèse H_0 , il n'y a pas de panne ;
- sous l'hypothèse H_1 , il y a une panne.

A partir de cette définition, on définit une probabilité de fausse alarme
20 (probabilité P_{FA} de choisir l'hypothèse H_1 , alors que la réalité correspond à H_0) et une probabilité d'absence de détection (probabilité P_{ND} de choisir l'hypothèse H_0 , alors que la réalité correspond à H_1).

Dans le cas où l'on cherche à détecter un saut de la distance euclidienne (présence d'une panne), on peut utiliser un détecteur de Neyman-Pearson qui permet de fixer un seuil qui garantit une probabilité de détection
25 maximale pour une probabilité P_{FA} donnée. Sous l'hypothèse d'un signal aléatoire x , de moyenne nulle, noyé dans un bruit blanc gaussien, on décide de l'hypothèse H_1 si :

$$\sum_{i=0}^{N-1} x_i^2 \rangle \sigma^2 Q_{x_n^2} (P_{fa})^{-1}$$

N est la largeur de la fenêtre glissante, x est la différence entre la commande et la position (*U-LVDT*), encore appelé résidu, c'est-à-dire la différence entre les deux signaux dont on calcule la distance, σ^2 est la variance du résidu hors panne, et $Q_{x_n^2}$ est une fonction appelée « Q-fonction » qui donne un coefficient pondérateur à la variance en fonction de la probabilité de fausse alarme tolérée.

Comme la distance euclidienne est définie par $d(x, y) = \sqrt{\sum_{i=1}^N (x_i - y_i)^2}$,

il faudra prendre la racine carrée du terme de droite dans l'expression ci-dessus.

Par ailleurs, le dispositif de détection 1 comprend également, comme représenté sur la figure 2, une unité de prétraitement 43 pour le traitement de données (« DATA PROCESSING » en anglais), configurée pour mettre en œuvre un recentrage du signal.

Afin d'améliorer le calcul de distance, cette unité de prétraitement 43 ramène le signal à une moyenne nulle, en soustrayant sa valeur moyenne sur une fenêtre glissante.

Par ailleurs, le dispositif de détection 1 comprend également, comme représenté sur la figure 2, une unité de prétraitement 44 (« DATA PROCESSING » en anglais) configurée pour prendre en compte une compensation d'une erreur de traînage (retard entre la commande et la position), afin d'améliorer le calcul de distance. Pour ce faire, on peut estimer un retard moyen après analyse d'un grand nombre de données. Dans ce cas, le retard sera constant et implémenté comme un simple retard. On peut également procéder à une estimation en ligne d'un biais variable dans le temps, par exemple à l'aide d'un estimateur récursif au sens des moindres carrés (« RLS » : « Recursive Least Square » en anglais).

Par ailleurs, le dispositif de détection 1 comprend également, comme représenté sur la figure 2, une unité de calcul 45 (« COMPUTATION » en anglais) configurée pour calculer un autre indice.

5 En gardant le même principe que le CID, c'est-à-dire pondérer la distance euclidienne (qui traduit les différences entre les valeurs des signaux) par un indice qui traduit la complexité des signaux, l'unité de calcul 45 définit un autre indice qui traduit la similarité en termes de formes des signaux, ou encore en termes de corrélation :

$$d_s(x, y) = d(x, y).COR(x, y)$$

10 où $COR(x, y)$ est un coefficient traduisant la corrélation entre les deux signaux x et y , c'est-à-dire leur ressemblance en termes de statistiques des signaux, ou leur ressemblance en termes de formes entre les signaux.

On utilise par exemple :

$$COR(x, y) = \frac{2}{1 + e^{Kr_{xy}}}$$

15 où K est une constante qui sert de paramètre de réglage et qui permet de donner plus d'importance, soit à la distance euclidienne, soit au coefficient de corrélation r_{xy} .

A titre d'exemple, le coefficient de corrélation peut correspondre au coefficient de corrélation de Pearson, qui vérifie la relation suivante :

20

$$r_{xy} = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}}$$

dans laquelle \bar{x} est la valeur moyenne de x , et \bar{y} est la valeur moyenne de y .

Si le dispositif de détection 1 traite les dérivées premières des signaux, pour donner encore plus d'importance à leur dynamique plutôt qu'à leur valeur numérique, il peut utiliser le coefficient de corrélation temporel suivant :

25

$$r_{xy} = \frac{\sum_{i=1}^n (x_{i+1} - x_i)(y_{i+1} - y_i)}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (x_{i+1} - x_i)^2 \sum_{i=1}^n (y_{i+1} - y_i)^2}} .$$

Le dispositif de détection 1, tel que décrit ci-dessus, met donc en œuvre une approche alternative, non basée sur des modèles, pour la détection des pannes oscillatoires dans les boucles d'asservissement. Cette approche permet de conserver, voire même d'améliorer, la robustesse et les performances des approches à base de modèles. Elle permet de détecter des pannes de faibles amplitudes en un temps très court, compatible des exigences de design structural.

De plus, le dispositif de détection 1 s'adapte facilement à tout type d'actionneur avec des paramètres de réglage de haut niveau facilement adaptables par un opérateur ou un concepteur de systèmes. En outre, la mise en œuvre des différents calculs est compatible des capacités de traitement limitées des calculateurs de commandes de vol.

Le dispositif de détection 1 met donc en œuvre un procédé de détection permettant de détecter des pannes oscillatoires à base de traitement du signal, quelle que soit l'origine de la panne, en exploitant les propriétés des signaux mesurés ou calculés et disponibles dans la boucle d'asservissement, et plus particulièrement en exploitant les différences de comportement entre les signaux circulant dans la boucle d'asservissement dans le cas nominal (hors panne) et dans le cas défectueux (présence de panne oscillatoire). Pour ce faire, le dispositif de détection 1 tient compte du fait :

- qu'en l'absence de panne, il existe une forte corrélation entre l'ordre de commande et la position de la tige de l'actionneur (LVDT) et/ou la position de la gouverne (RVDT) ; et
- qu'en cas de panne oscillatoire, il existe une perte de corrélation (ou de similarité) entre les différents signaux.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de détection d'au moins une panne oscillatoire dans au moins une chaîne d'asservissement (2) en position d'au moins une gouverne (3) d'un aéronef, ladite chaîne d'asservissement (2) faisant partie d'un système (4) de commandes de vol électriques de l'aéronef et comportant :
- ladite gouverne (3) qui est mobile, et dont la position par rapport à l'aéronef est réglée par au moins un actionneur (5) ;
 - ledit actionneur (5) qui règle la position de ladite gouverne (3), en fonction d'au moins un ordre d'actionnement reçu ;
 - au moins un capteur (8, 9) qui mesure une valeur de position représentative de la position effective de ladite gouverne (3) ; et
 - un calculateur (10) qui élabore un ordre de commande à l'aide d'un élément de calcul (13), qui reçoit ladite valeur de position mesurée et qui en déduit un ordre d'actionnement qui est transmis audit actionneur (5),
- caractérisé en ce que ledit procédé comprend la suite d'étapes successives suivante, mise en œuvre de façon automatique et itérative :
- a) une première étape de traitement de données consistant à déterminer une première évolution de l'ordre de commande en fonction du temps, l'ordre de commande étant fourni par l'élément de calcul (13), ladite première évolution étant définie selon un paramètre de référence ;
 - b) une seconde étape de traitement de données consistant à déterminer au moins une seconde évolution de la valeur de position en fonction du temps, ladite seconde évolution étant également définie selon ledit paramètre de référence ; et
 - c) une étape de surveillance consistant à comparer lesdites première et seconde évolutions pour vérifier l'existence d'une corrélation entre ces première et seconde évolutions de manière à détecter une panne oscillatoire dès qu'apparaît, le cas échéant, une perte de corrélation entre lesdites première et seconde évolutions.
2. Procédé selon la revendication 1,
- caractérisé en ce que la seconde étape de traitement de données consiste à déterminer au moins une seconde évolution de valeur de position à partir d'au moins une valeur de

position issue d'au moins l'un des deux capteurs suivants : un capteur (9) de mesure d'une position d'une tige (6) de l'actionneur (5) et un capteur (8) de mesure directe d'une position de la gouverne (3).

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

5 caractérisé en ce que l'étape de surveillance comprend une sous-étape de surveillance à haute fréquence et une sous-étape de surveillance à basse fréquence, ainsi qu'une sous-étape de filtrage.

4. Procédé selon la revendication 3,

caractérisé en ce que la sous-étape de surveillance à haute fréquence comprend :

- 10 - une étape de calcul de distance consistant à calculer la distance entre les première et seconde évolutions au cours du temps ;
- une étape de comparaison consistant à comparer cette distance à une première valeur de seuil de détection ; et
- 15 - une étape de détection consistant à détecter une panne oscillatoire lorsque ladite distance est supérieure à ladite valeur de seuil de détection pendant une première durée prédéterminée.

5. Procédé selon la revendication 4,

caractérisé en ce que l'étape de calcul de distance consiste à calculer une distance euclidienne.

20 6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 3 à 5,

caractérisé en ce que la sous-étape de surveillance à basse fréquence comprend :

- 25 - une étape de calcul de distance consistant à calculer trois distances entre, à chaque fois, deux des trois évolutions suivantes : la première évolution relative à l'ordre de commande, une seconde évolution relative à une position d'une tige (6) de l'actionneur (5), et une seconde évolution relative à une position de la gouverne (3) ;
- une étape de comparaison consistant à comparer ces trois distances à au moins une seconde valeur de seuil de détection ; et
- 30 - une étape de détection consistant à détecter une panne oscillatoire dès qu'au moins deux desdites trois distances sont supérieures à ladite seconde valeur de seuil de détection pendant une seconde durée prédéterminée.

7. Procédé selon la revendication 6,

caractérisé en ce que ladite seconde valeur de position relative à la position de la gouverne (3), est définie à partir de l'une des valeurs suivantes :

- une position de gouverne mesurée directement par un capteur (8, 9) de mesure de position de gouverne ;

5 - une position de gouverne estimée.

8. Procédé selon l'une des revendications 6 et 7, caractérisé en ce que l'étape de calcul de distance consiste à calculer une distance euclidienne et à pondérer cette distance euclidienne par un facteur de correction.

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comprend une étape de réglage d'un seuil de détection.

10. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comprend une première étape de prétraitement consistant à mettre en œuvre un recentrage de signal.

11. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comprend une seconde étape de prétraitement consistant à mettre en œuvre une compensation d'une erreur de traînage.

12. Dispositif de détection automatique d'au moins une panne oscillatoire dans au moins une chaîne d'asservissement (2) en position d'au moins une gouverne (3) d'un aéronef, ladite chaîne d'asservissement (2) faisant partie d'un système (4) de commandes de vol électriques de l'aéronef et comportant :

- ladite gouverne (3) qui est mobile, et dont la position par rapport à l'aéronef est réglée par au moins un actionneur (5) ;

- ledit actionneur (5) qui règle la position de ladite gouverne (3), en fonction d'au moins un ordre d'actionnement reçu ;

25 au moins un capteur (8, 9) qui mesure une valeur de position représentative de la position effective de ladite gouverne (3) ; et

- un calculateur (10) qui élabore un ordre de commande à l'aide d'un élément de calcul (13), qui reçoit ladite valeur de position mesurée et qui en déduit un ordre d'actionnement qui est transmis audit actionneur (5),

30 caractérisé en ce que ledit dispositif comporte :

- une première unité de traitement de données (24) configurée pour déterminer une première évolution de l'ordre de commande en fonction du temps, l'ordre de commande étant fourni par l'élément de calcul (13), ladite première évolution étant définie selon un paramètre de référence ;

5 - une seconde unité de traitement de données (26) configurée pour déterminer au moins une seconde évolution de la valeur de position en fonction du temps, ladite seconde évolution étant également définie selon ledit paramètre de référence ; et

- une unité de surveillance (29) configurée pour comparer lesdites première et seconde évolutions afin de vérifier l'existence d'une corrélation entre ces première et seconde évolutions de manière à détecter une panne oscillatoire dès qu'apparaît, le cas échéant, une perte de corrélation entre lesdites première et seconde évolutions.

10 13. Système de commandes de vol électriques d'un aéronef, ledit système (4) comportant au moins un moyen (11) pour engendrer des données de commande pour au moins une gouverne (3) de l'aéronef et au moins une chaîne d'asservissement (2) en position de cette gouverne (3), qui comprend :

- ladite gouverne (3) qui est mobile, et dont la position par rapport à l'aéronef est réglée par au moins un actionneur (5) ;

- ledit actionneur (5) qui règle la position de ladite gouverne (3), en fonction d'au moins un ordre d'actionnement reçu ;

20 - au moins un capteur (8, 9) qui mesure une valeur de position représentative de la position effective de ladite gouverne (3) ; et

- un calculateur (10) qui reçoit lesdites données de commande, qui reçoit ladite position effective et qui en déduit un ordre d'actionnement qui est transmis audit actionneur (5), caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, au moins un dispositif (1) de détection d'au moins une panne oscillatoire dans ladite chaîne d'asservissement (2), tel que celui spécifié sous la revendication 12.

14. Aéronef,

caractérisé en ce qu'il comporte un système (4) de commandes de vol électriques, tel que celui spécifié sous la revendication 13.

30 15. Aéronef,

caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) de détection d'au moins une panne oscillatoire dans une chaîne d'asservissement (2) en position d'au moins une gouverne (3) dudit aéronef, tel que celui spécifié sous la revendication 12.

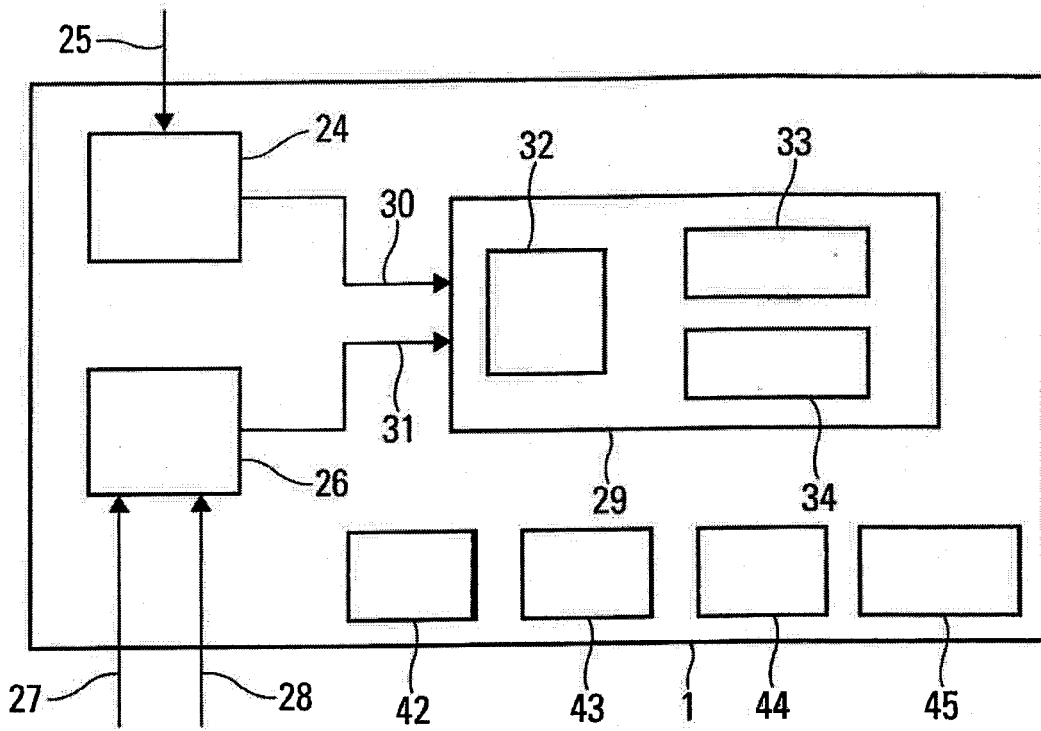


Fig. 2

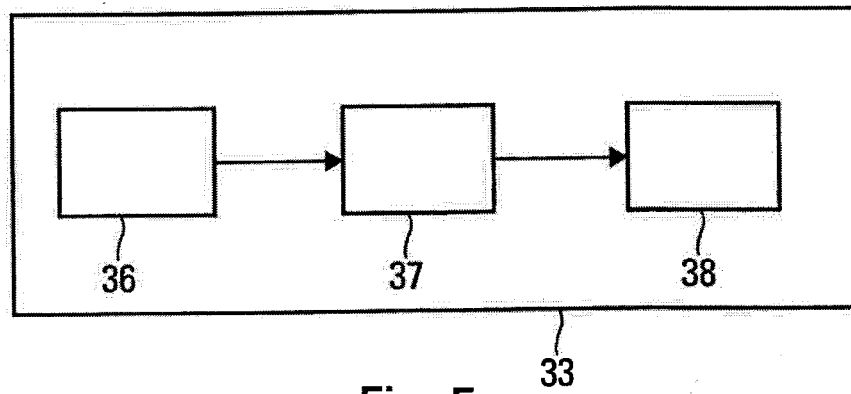


Fig. 5

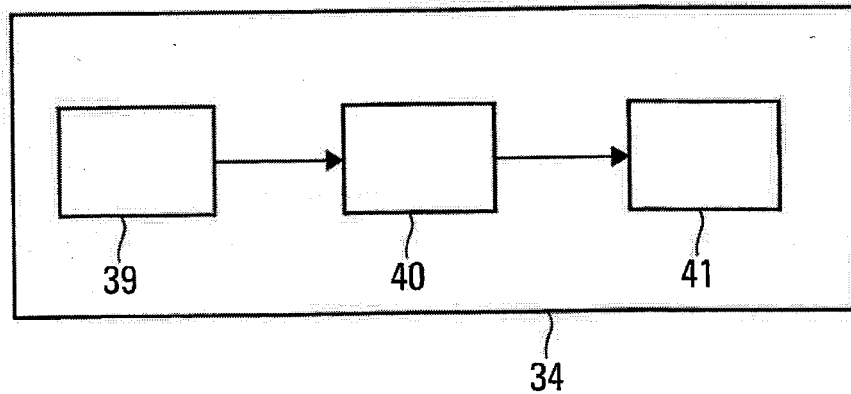


Fig. 6

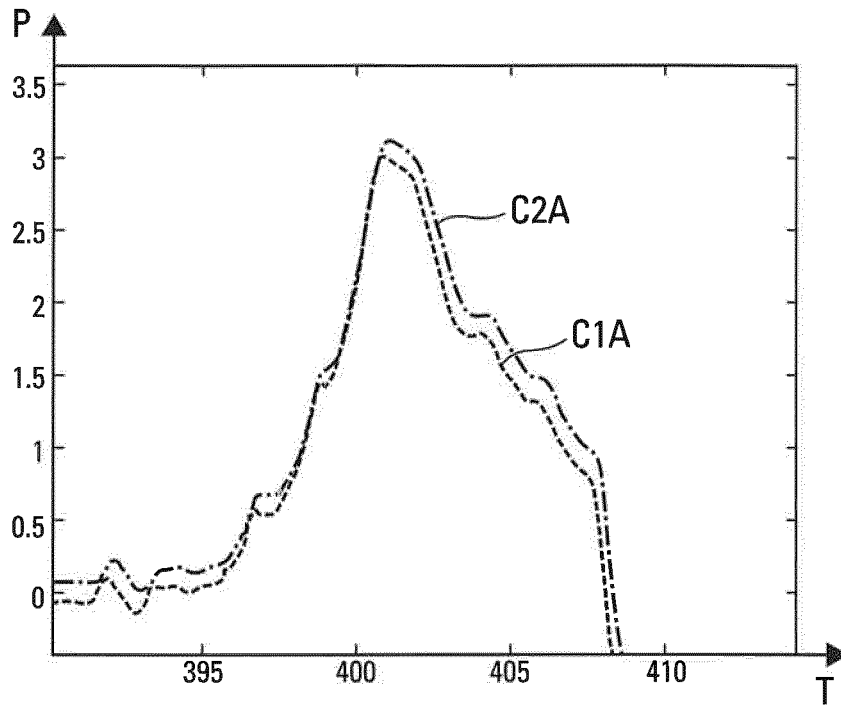


Fig. 3

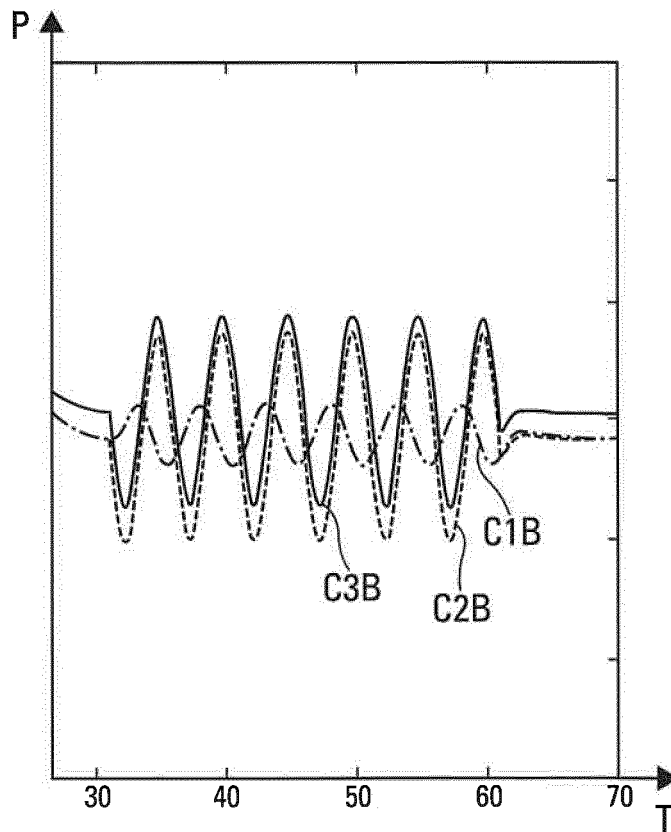


Fig. 4

RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

Le demandeur a maintenu les revendications.

Le demandeur a modifié les revendications.

Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

**1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN
CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION**

FR 2 893 911 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 1 juin 2007 (2007-06-01)

EP 2 026 158 A2 (BOEING CO [US]) 18 février 2009 (2009-02-18)

**2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN
TECHNOLOGIQUE GENERAL**

NEANT

**3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND
DE LA VALIDITE DES PRIORITES**

NEANT