

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

11 N° de publication : **2 941 049**  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)  
21 N° d'enregistrement national : **09 50156**  
51 Int Cl<sup>8</sup> : **G 01 M 15/14 (2006.01), G 01 M 15/12, F 01 D 21/00**

12 **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION** **A1**

22 Date de dépôt : 13.01.09.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la demande : 16.07.10 Bulletin 10/28.

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) : *SNECMA Société anonyme* — FR.

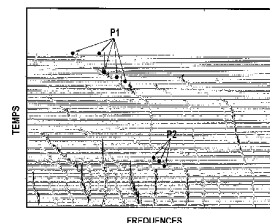
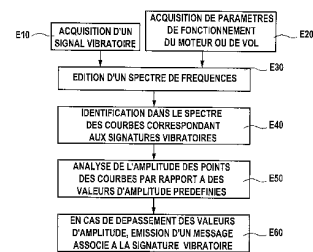
72 Inventeur(s) : *CARRATT BRUNO, FLORES DAVID et JADCZAK EDOUARD.*

73 Titulaire(s) : *SNECMA Société anonyme.*

74 Mandataire(s) : *CABINET BEAU DE LOMENIE.*

54 **PROCÉDE ET SYSTÈME DE SURVEILLANCE DE PHÉNOMÈNES VIBRATOIRES SURVENANT DANS UN MOTEUR A TURBINE A GAZ D'AÉRONEF EN FONCTIONNEMENT.**

57 L'invention concerne un procédé et un système de surveillance de phénomènes vibratoires survenant dans un moteur à turbine à gaz d'aéronef en fonctionnement. Le procédé consiste à établir (E30) un spectre de fréquences d'un signal vibratoire représentatif de l'état de fonctionnement du moteur et de ses composants, utiliser une pluralité de signatures vibratoires correspondant chacune à un phénomène vibratoire survenant lors du fonctionnement des moteurs d'aéronefs du même type que celui à surveiller et ayant pour origine un défaut ou un fonctionnement anormal d'un composant des moteurs, identifier (E40) dans le spectre les points de courbes qui répondent à des fonctions mathématiques définissant chacune une signature vibratoire, pour chaque courbe identifiée correspondant à un défaut de composants du moteur, analyser (E50) l'amplitude associée aux points de la courbe par rapport à des valeurs d'amplitude prédéfinies correspondant à un degré de sévérité du défaut, et suite au dépassement d'une valeur d'amplitude ou à la détection d'un fonctionnement anormal, émettre (E60) un message associé à la signature vibratoire.



FR 2 941 049 - A1



### Arrière-plan de l'invention

La présente invention se rapporte au domaine général de la surveillance de moteurs à turbine à gaz équipant les aéronefs, tels que par exemple les avions ou les hélicoptères. Elle concerne plus particulièrement un procédé et un système de surveillance de phénomènes vibratoires survenant dans un moteur à turbine à gaz d'aéronef au cours du fonctionnement de celui-ci.

Il est connu de placer des capteurs de vibration du type accéléromètre dans un moteur d'aéronef pour détecter les vibrations émises par un ou plusieurs composants particuliers du moteur lors du fonctionnement de ce dernier. Le signal vibratoire recueilli est analysé pour comparer son amplitude à des valeurs de seuil prédéfinies correspondant chacune à un fonctionnement avec défaut d'un composant particulier surveillé. Ainsi, en cas de défaut d'un composant surveillé du moteur, son fonctionnement entraîne l'apparition d'un phénomène vibratoire particulier qui peut être détecté par analyse du signal vibratoire.

Le document EP 1,970,691 décrit un tel procédé appliqué à la surveillance de l'usure des roulements d'un palier inter-arbres d'une turbomachine aéronautique. Dans cette invention, le signal vibratoire recueilli est transformé en un spectre fréquentiel pour obtenir des raies spectrales ordonnées selon des multiples de la fréquence théorique d'endommagement d'un roulement du palier (la fréquence théorique d'endommagement correspondant à un fonctionnement du roulement avec défaut). Les pics d'amplitude repérés autour des multiples de cette fréquence théorique sont alors comparés à des valeurs de seuil prédéfinies pour déterminer si les roulements du palier sont endommagés.

Bien qu'efficace, ce type de procédé de surveillance de l'art antérieur présente cependant certaines limites quant à son application. Il est en effet très compliqué voire impossible de calculer la fréquence théorique de fonctionnement avec défauts de tous les composants d'un moteur. Même si cela est possible pour certains composants, un tel calcul reste une simulation dont la fiabilité n'est pas toujours assurée. Il en résulte que nombre de phénomènes vibratoires survenant dans le moteur au cours d'un vol de l'aéronef et ayant pour origine un défaut d'un composant du moteur ne sont pas détectés ou mal interprétés avec les

conséquences que cela comporte en termes de dommages potentiels pour le moteur.

Par ailleurs, les procédés de surveillance de l'art antérieur ne permettent pas de détecter un fonctionnement anormal d'un composant du moteur, comme par exemple le glissement d'un roulement de palier dans ses pistes de roulement. Or, de tels fonctionnements anormaux qui ne sont pas forcément liés à des défauts structurels des composants du moteur peuvent engendrer des détériorations de ces derniers.

## 10 Objet et résumé de l'invention

La présente invention a donc pour but principal de pallier de tels inconvénients en proposant un procédé et un système permettant d'améliorer la surveillance d'un moteur à turbine à gaz d'aéronef.

Conformément à l'invention, ce but est atteint grâce à un procédé de surveillance consistant à :

a) acquérir, lors d'une période prédéfinie de fonctionnement du moteur, un signal vibratoire représentatif de l'état de fonctionnement du moteur et de ses composants ;

b) établir sur la période prédéfinie un spectre de fréquences du signal vibratoire ;

c) utiliser une pluralité de signatures vibratoires correspondant chacune à un phénomène vibratoire survenant lors du fonctionnement des moteurs d'aéronefs du même type que celui à surveiller et ayant pour origine un défaut ou un fonctionnement anormal d'au moins l'un des composants des moteurs, chaque signature vibratoire étant définie par une fonction mathématique particulière dont les coefficients sont prédéterminés en fonction de paramètres de fonctionnement du moteur ;

d) identifier dans le spectre de fréquences les points de courbes qui répondent à des fonctions mathématiques définissant chacune une signature vibratoire afin de détecter la présence de défauts et de fonctionnements anormaux de composants du moteur ;

e) pour chaque courbe identifiée dans le spectre de fréquences et correspondant à une signature vibratoire ayant pour origine un défaut de composants du moteur, analyser l'amplitude associée aux points de la courbe par rapport à des valeurs d'amplitude prédéfinies correspondant chacune à un degré de sévérité du défaut ; et

f) suite au dépassement d'une ou plusieurs valeurs d'amplitude ou suite à la détection d'un fonctionnement anormal d'un composant du moteur, émettre un message associé à la signature vibratoire pour laquelle la ou les valeurs d'amplitude ont été dépassées ou pour laquelle le  
5 fonctionnement anormal a été détecté.

Le recours à des fonctions mathématiques particulières pour définir les signatures vibratoires permet de couvrir l'ensemble des phénomènes vibratoires survenant dans le moteur et ayant pour origine un défaut ou un fonctionnement anormal d'un composant du moteur, que  
10 ces phénomènes soient organisés ou non, prédictibles par la théorie ou non. De la sorte, l'ensemble des défauts et des fonctionnements anormaux des composants du moteur engendrant au cours d'un vol des phénomènes vibratoires particuliers peuvent être surveillés. Il en résulte une surveillance améliorée du moteur.

15 Selon une disposition avantageuse de l'invention, le procédé consiste en outre à générer un avis de maintenance du moteur lorsque l'émission d'un même message se répète sur plusieurs vols, sur plusieurs phases de vol identiques ou sur plusieurs fonctionnements du moteur au même régime. Cette disposition permet de suivre dans le temps l'évolution  
20 d'un phénomène vibratoire particulier et de prévenir tout dommage du moteur en pronostiquant au préalable un avis de maintenance. Les opérations de maintenance et la possibilité de réparer le composant incriminé à l'origine de la signature vibratoire particulière s'en trouvent grandement améliorées.

25 L'avis de maintenance comprend de préférence l'identification du ou des composants du moteur à l'origine du phénomène vibratoire anormal pour lequel le message est émis.

Selon une autre disposition avantageuse de l'invention, les fonctions mathématiques définissant les signatures vibratoires sont  
30 stockées dans une base de données pouvant être mise à jour. L'utilisation d'une telle base de données permet si besoin de mettre à jour les coefficients des fonctions mathématiques associées aux signatures vibratoires ou d'en ajouter de nouvelles. En particulier, cette opération de mise à jour peut être réalisée directement après le vol en se connectant à  
35 la base de données. Ainsi, le procédé présente une grande souplesse d'utilisation et d'adaptation.

L'analyse de l'amplitude associée aux points d'une même courbe identifiée dans le spectre de fréquences peut consister en une comparaison de l'amplitude associée à chaque point de la courbe par rapport à au moins une valeur de seuil prédéfinie, ou une comparaison de la valeur moyenne des amplitudes associées aux points de la courbe par rapport à une valeur de seuil moyenne prédéfinie, ou en un calcul de l'écart type entre les amplitudes associées aux points de la courbe et des valeurs de seuil prédéfinies.

Avantageusement, les coefficients des fonctions mathématiques particulières définissant les signatures vibratoires sont également prédéterminés en fonction de paramètres de vol de l'aéronef et/ou de la géométrie des composants du moteur.

La période prédéfinie de fonctionnement du moteur au cours de laquelle est acquis le signal vibratoire peut correspondre à une phase de vol particulière, un vol complet ou un fonctionnement du moteur à un régime particulier.

Les défauts et les fonctionnements anormaux de composants du moteur à l'origine des phénomènes vibratoires peuvent appartenir à la liste suivante : flottement de la soufflante du moteur, défaut d'un palier supportant en rotation au moins un arbre rotatif du moteur, apparition d'un balourd d'huile sur l'un des rotors du moteur, dégradation mécanique d'une dent d'engrenage, glissement d'un roulement de palier, crique ou usure d'un composant.

Corrélativement, l'invention a également pour objet un système de surveillance de phénomènes vibratoires survenant dans un moteur à turbine à gaz d'aéronef en fonctionnement, caractérisé en ce qu'il comprend :

a) des moyens d'acquisition, lors d'une période prédéfinie de fonctionnement du moteur, d'un signal vibratoire représentatif de l'état de fonctionnement du moteur et de ses composants ;

b) des moyens d'établissement sur la période prédéfinie d'un spectre de fréquences du signal vibratoire ;

c) une base de données comprenant une pluralité de signatures vibratoires correspondant chacune à un phénomène vibratoire survenant lors du fonctionnement des moteurs d'aéronef du même type que celui à surveiller et ayant pour origine un défaut ou un fonctionnement anormal

d'au moins l'un des composants des moteurs, chaque signature vibratoire étant définie par une fonction mathématique particulière dont les coefficients sont prédéterminés en fonction de paramètres de fonctionnement du moteur ;

5 d) des moyens d'identification dans le spectre de fréquences des points de courbes qui répondent à des fonctions mathématiques définissant chacune une signature vibratoire afin de détecter la présence de défauts et de fonctionnements anormaux de composants du moteur ;

10 e) des moyens d'analyse de l'amplitude associée aux points des courbes ainsi identifiées par rapport à des valeurs d'amplitude prédéfinies correspondant chacune à un degré de sévérité d'un défaut du ou des composants du moteur associés à la signature vibratoire ; et

15 f) des moyens d'émission d'un message associé à la signature vibratoire pour laquelle la ou les valeurs d'amplitude ont été dépassées ou pour laquelle le fonctionnement anormal a été détecté suite au dépassement d'une ou plusieurs valeurs d'amplitude ou suite à la détection d'un fonctionnement anormal d'un composant du moteur.

#### Brève description des dessins

20 D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins annexés qui en illustrent un exemple de réalisation dépourvu de tout caractère limitatif. Sur les figures :

25 - la figure 1 est un organigramme montrant les différentes étapes du procédé de surveillance selon l'invention ;

- la figure 2 représente un spectre de fréquences obtenu selon une étape du procédé de surveillance de l'invention ; et

- la figure 3 représente un autre spectre de fréquences obtenu selon une étape du procédé de surveillance de l'invention.

30

#### Description détaillée d'un mode de réalisation

Le procédé et le système de surveillance selon l'invention s'appliquent à tout type de moteur à turbine à gaz équipant les aéronefs, tels que par exemple les avions ou les hélicoptères. Dans le cas décrit ici, 35 on s'intéressera plus particulièrement à un moteur à turbine à gaz d'avion qui comprend deux rotors. Bien entendu, l'invention ne se limite pas à un

moteur à deux rotors mais s'applique à tous moteurs à turbine à gaz d'aéronef comportant un ou plusieurs rotors.

Le procédé et le système de surveillance selon l'invention permettent d'identifier de façon automatique des phénomènes vibratoires particuliers survenant dans le moteur en fonctionnement et ayant pour origine un défaut ou un fonctionnement anormal de l'un des composants du moteur (incluant ses équipements). Les défauts surveillés comprennent par exemple l'usure d'un roulement de palier, le flottement de la soufflante (dans le cas d'une turbomachine), etc. Quant à un fonctionnement anormal d'un composant du moteur, il peut s'agir par exemple d'un glissement d'un roulement de palier dans ses pistes de roulement.

Le procédé et le système de surveillance reposent sur une analyse des signaux vibratoires provenant de capteurs de vibrations (de type accéléromètres) qui sont typiquement installés sur un moteur. De façon connue en soi, de tels capteurs de vibration sont reliés pour le traitement du signal à un ordinateur électronique (également appelé EMU pour « Engine Monitoring Unit ») pouvant être présent dans l'avion (par exemple dans la baie électronique) ou équipant directement le moteur.

En liaison avec la figure 1, le procédé de surveillance selon l'invention consiste d'abord à acquérir, lors d'une période de mesure  $T$  prédéfinie de fonctionnement du moteur, un signal vibratoire  $S_v$  représentatif de l'état de fonctionnement du moteur et de ses composants (c'est-à-dire du niveau de vibrations des composants dudit moteur - étape E10) et des paramètres de fonctionnement du moteur ou des paramètres de vol (étape E20).

Dans l'exemple décrit ici, les paramètres acquis au cours de l'étape E20 sont les régimes de rotation  $N_1$ ,  $N_2$  des deux rotors du moteur. Toutefois, il pourrait s'agir d'autres paramètres de fonctionnement du moteur (tels que la température de l'huile par exemple) ou bien de paramètres de vol (tels que par exemple la vitesse et l'altitude de vol, la température extérieure à l'aéronef, etc.).

La période de mesure  $T$  pendant laquelle sont acquis le signal vibratoire  $S_v$  et les paramètres peut correspondre à une phase de vol particulière de l'avion (comme par exemple le décollage ou l'atterrissage), ou à un vol complet de l'avion ou encore à un fonctionnement du moteur

à un régime particulier (par exemple au régime plein gaz ou au régime de croisière). La surveillance peut donc s'effectuer en continue dès que le moteur fonctionne.

5 Comme indiqué précédemment, le signal vibratoire  $S_v$  provient d'un accéléromètre installé dans le moteur. Le signal est transmis au calculateur électronique et stocké dans une mémoire de celui-ci pour analyse soit au cours du vol de l'avion, soit après l'atterrissage de celui-ci.

10 Lorsque l'étape E20 consiste en l'acquisition des régimes de rotation  $N_1$ ,  $N_2$  des rotors du moteur, celle-ci s'effectue de façon synchrone au signal vibratoire  $S_v$  et peut consister par exemple à convertir les signaux provenant de sondes tachymétriques montées sur les rotors du moteur (de telles sondes peuvent déjà être présentes sur le moteur). Ces signaux sont également transmis au calculateur électronique et stockés dans une mémoire de celui-ci.

15 L'étape suivante (E30) consiste à établir sur la période  $T$  un spectre de fréquences (ou spectrogramme) du signal vibratoire  $S_v$ . De façon connue, le spectre de fréquences est généralement établi en fonction des régimes de rotation  $N_1$ ,  $N_2$  des rotors du moteur ou en fonction du temps.

20 Par ailleurs, le spectre de fréquences est établi par application d'une transformée de Fourier et permet d'obtenir un diagramme à 3 dimensions (temps ou régime de rotation / fréquence / amplitude). La figure 2 illustre un exemple de spectre de fréquences obtenu pour un moteur à turbine à gaz d'avion ayant deux rotors avec en abscisse la  
25 fréquence et en ordonnée le temps.

L'étape E30 d'établissement du spectre de fréquences est bien connue en soi par l'homme de l'art et n'est donc pas détaillée ici. Elle est réalisée au moyen d'un logiciel de calcul équipant le calculateur électronique.

30 Le procédé de surveillance selon l'invention prévoit au cours d'une étape E40 d'identifier dans le spectre de fréquences les points appartenant à des courbes correspondant à des signatures vibratoires préalablement définies.

35 Ces signatures vibratoires correspondent chacune à un phénomène vibratoire particulier survenant lors du fonctionnement des moteurs du même type que celui à surveiller et ayant pour origine un



défaut ou un fonctionnement anormal d'au moins l'un des composants du moteur.

5 Chaque signature vibratoire est par ailleurs définie par une fonction mathématique particulière  $F$  dont les coefficients sont préalablement déterminés notamment en fonction de paramètres de fonctionnement du moteur (régimes de rotation des rotors, température de l'huile, etc.) et éventuellement en fonction de paramètres de vol de l'aéronef (vitesse, altitude, température extérieure, etc.).

10 Les fonctions mathématiques  $F$  définissant les signatures vibratoires peuvent donc se présenter sous la forme de fonctions polynomiales, de fonctions exponentielles, de fonctions logarithmiques, etc. A titre d'exemple, une fonction mathématique particulière peut se présenter sous la forme d'une combinaison polynomiale prédéterminée des régimes de rotation des rotors du moteur.

15 La méthode d'obtention des signatures vibratoires, et en particulier des coefficients des fonctions mathématiques  $F$  correspondantes, sera détaillée ultérieurement.

L'étape E40 est réalisée au moyen d'un logiciel de calcul équipant le calculateur électronique. A l'aide de méthodes de calcul bien connues de l'homme de l'art, elle consiste à identifier dans le spectre de fréquences différents points (ayant pour coordonnées la fréquence, le temps et/ou les régimes de rotation des rotors selon le modèle de spectre de fréquences établi) appartenant à des courbes définies par les fonctions mathématiques particulières décrites ci-dessus et associées aux signatures vibratoires.

25 Dans l'exemple du spectre de fréquences illustré sur la figure 2, les points P1 appartiennent tous à une courbe dont la forme est définie par une fonction mathématique particulière prédéterminée. Quant aux points P2, ils appartiennent tous à une autre courbe dont la forme est définie par une autre fonction mathématique particulière prédéterminée.

30 Ainsi, cette étape E40 permet de détecter si au cours de la période de mesure  $T$  un ou plusieurs composants du moteur présentent un défaut ou fonctionnent de façon anormale (ou dégradée).

35 Bien entendu, la plage de fréquences du spectre dans laquelle l'identification des points appartenant à des courbes définies par les fonctions mathématiques particulières peut faire l'objet d'ajustements par

un paramétrage. Un point dont les coordonnées s'écartent très faiblement en fréquence (c'est-à-dire d'une valeur prédéterminée) d'une courbe définie par une fonction mathématique particulière pourra ainsi être considérée comme appartenant à cette courbe.

5 Par ailleurs, il est possible d'associer à chaque courbe définie par une fonction mathématique particulière une plage de fréquences dans laquelle l'identification des points du spectre de fréquences appartenant à cette courbe doit s'effectuer.

10 Dans le cas de la détection dans le spectre de fréquences d'une courbe correspondant à une signature vibratoire ayant pour origine un défaut de composant du moteur, une étape suivante (E50) consiste à analyser l'amplitude associée aux points de ces courbes par rapport à des valeurs d'amplitude prédéfinies. Ces valeurs d'amplitude correspondent chacune à un degré de sévérité du défaut en question.

15 Cette étape d'analyse est également réalisée au moyen d'un logiciel de calcul équipant le calculateur électronique. Elle peut être mise en œuvre par différentes méthodes de calcul bien connues de l'homme de l'art : il peut s'agir d'une comparaison de l'amplitude associée à chaque point de la courbe par rapport à au moins une valeur de seuil prédéfinie, 20 ou d'une comparaison de la valeur moyenne des amplitudes associées aux points de la courbe par rapport à une valeur de seuil moyenne prédéfinie, ou encore d'un calcul de l'écart type entre les amplitudes associées aux points de la courbe et des valeurs de seuil prédéfinies.

25 Suite au dépassement d'une ou plusieurs valeurs d'amplitude, un message est émis (étape E60), ce message étant associé à la signature vibratoire pour laquelle la ou les valeurs d'amplitude ont été dépassées.

30 Cette étape E60 prévoit également d'émettre un message suite à la détection lors de l'étape E40 d'un fonctionnement anormal d'un composant du moteur, ce message étant aussi associé à la signature vibratoire pour laquelle le fonctionnement anormal a été détecté.

Lorsque le procédé de surveillance est mis en œuvre au cours d'un vol, ce message peut être stocké dans une mémoire du calculateur électronique pour analyse ultérieure ou bien transmis directement au sol par des moyens de transmission connus en soi.

35 Par ailleurs, il est avantageux de stocker en mémoire les messages émis au cours d'un même vol pour éventuellement générer

ultérieurement un avis de maintenance du moteur. Un tel avis de maintenance est notamment généré selon une règle de diagnostic propre au moteur lorsque l'émission d'un même message se répète sur plusieurs vols, sur plusieurs phases de vol identiques ou sur plusieurs fonctionnements du moteur au même régime.

Ainsi, il est possible de suivre dans le temps l'évolution d'un phénomène vibratoire particulier et de prévenir tout dommage du ou des composants du moteur à l'origine de ce phénomène vibratoire en pronostiquant au préalable un avis de maintenance. A cet effet, l'avis de maintenance comprend bien entendu l'identification du ou des composants du moteur à l'origine du phénomène vibratoire pour lequel le message est émis. Ce suivi de la santé mécanique du ou des composants du moteur permet de pronostiquer un temps de fonctionnement restant avant de programmer une action de maintenance.

15

#### Exemple appliqué à l'identification d'un défaut d'un roulement de palier de turbomachine

En liaison avec la figure 3, on décrira maintenant un exemple de mise en œuvre du procédé selon l'invention appliqué à la surveillance d'un roulement de palier. Dans cet exemple, le moteur est une turbomachine aéronautique double corps double flux du type CFM56<sup>®</sup> et le palier surveillé est le palier amont du rotor haute-pression de la turbomachine.

Le spectre de fréquences illustré sur la figure 3 correspond au diagramme régime de rotation (en abscisse) / fréquences (en ordonnée) établi pour le signal vibratoire recueilli par un accéléromètre monté sur une partie fixe de la turbomachine. Les régimes de rotation N1, N2 sont ceux du corps basse-pression et du corps haute-pression de la turbomachine, respectivement.

Le spectre de fréquences a été établi sur une période correspondant à un fonctionnement allant du ralenti au plein gaz du moteur.

Deux signatures vibratoires sont utilisées ici. L'une de ces signatures vibratoires correspond à un défaut d'un roulement du palier et l'autre signature vibratoire correspond à un fonctionnement anormal de ce même roulement de palier.

La signature vibratoire correspondant à un fonctionnement anormal d'un roulement du palier est définie par la combinaison polynomiale F suivante :

$$F = -0,0001N_2^2 + 3,3071N_2 - 22507$$

5 et elle est schématisée sur la figure 3 par la courbe C.

Quant à la signature vibratoire correspondant à un défaut du roulement du palier, elle est définie dans le cas d'un fonctionnement normal par la fonction linéaire F' suivante :

$$F' = 9,5N_2$$

10 Bien entendu, un défaut peut se cumuler à un fonctionnement anormal, par exemple un écaillage de roulement peut se cumuler à du glissement. L'initiation d'un tel écaillage peut être le fonctionnement anormal.

15 A l'aide d'un calcul numérique prenant en compte l'ensemble des points du spectre de fréquences (d'abscisses les régimes de rotation et d'ordonnées les fréquences), les points P3 du spectre sont identifiés comme appartenant (à une approximation près) à la courbe C correspondant à la signature vibratoire définie par la combinaison polynomiale F.

20 En effet, le résultat de la fonction mathématique représentée par la courbe C permet d'interroger le spectre dans une plage de fréquences prédéfinie afin de récupérer l'amplitude du signal de vibration et les informations associées.

25 La récupération et le stockage de l'ensemble de ces résultats sur l'ensemble de la plage de régime moteur ou de temps et de la plage fréquentielle sont suivis d'une étape de comparaison des amplitudes avec des valeurs de seuil prédéfinies.

#### Méthode d'obtention des signatures vibratoires

30 On décrira maintenant comment les signatures vibratoires sont obtenues, et plus particulièrement comment sont établis les différents coefficients des fonctions mathématiques particulières correspondant à ces signatures.

35 Les signatures vibratoires sont établies pour une même famille de moteurs d'aéronefs, c'est-à-dire pour des moteurs ayant les mêmes

caractéristiques principales. Pour l'exemple de spectre de fréquences illustré sur la figure 3, la famille des turbomachines est celle des CFM56®.

Les signatures vibratoires sont également déterminées en fonction de la géométrie des composants des moteurs appartenant à cette famille. Par exemple, dans le cas de la surveillance d'un défaut d'un roulement de palier de turbomachine, la signature vibratoire associée à ce défaut dépend notamment de la géométrie du roulement, du nombre d'éléments roulants et de la vitesse de rotation des arbres supportés par ce palier.

Par ailleurs, à l'aide de la géométrie des composants, plusieurs méthodes peuvent être utilisées pour déterminer les coefficients des fonctions mathématiques particulières correspondant à ces signatures vibratoires.

Lorsqu'elle est applicable, l'une de ces méthodes consiste à calculer les coefficients d'une fonction mathématique particulière par calcul théorique. Par exemple, dans le cas de la surveillance d'un défaut sur un roulement de palier inter-arbres à rouleau d'une turbomachine, il est connu que la combinaison polynomiale théorique correspondant à un fonctionnement avec défaut d'un roulement de ce palier peut s'écrire de la façon suivante :

$$F = [D/(2d)] \times (N_2 - N_1) \times [1 - (d/D)^2]$$

où  $D$  est le diamètre nominal du roulement,  $d$  est diamètre d'un rouleau et  $N_1$  et  $N_2$  sont les vitesses de rotation respectives des arbres supportés par le palier.

Une autre méthode pouvant être utilisée pour calculer les variables d'une fonction mathématique particulière est le recours à l'expérience par le retour d'événements en service ou par des essais de développement. Il s'agit ici d'utiliser les données vibratoires recueillies par les capteurs de vibrations du moteur lorsqu'un défaut d'un composant du moteur est identifié. En particulier, cette méthode nécessite généralement dans un premier temps de partir d'un calcul théorique correspondant à un fonctionnement avec défaut ou un fonctionnement anormal d'un composant du moteur et d'affiner ce calcul à l'aide de retours d'expériences et éventuellement de combiner cette fonction mathématique avec un autre phénomène tel qu'un glissement de roulement par exemple.

Dans le cas d'une application à une turbomachine aéronautique, ces fonctions mathématiques particulières peuvent par exemple correspondre aux défauts et aux fonctionnements anormaux de la turbomachine suivants : flottement de la soufflante de la turbomachine, défaut d'un palier supportant en rotation au moins un arbre rotatif de la turbomachine, apparition d'un balourd d'huile sur l'un des rotors de la turbomachine, dégradation mécanique d'une dent d'engrenage, glissement d'un roulement de palier, crique ou usure d'un composant, etc.

Une fois l'ensemble des fonctions mathématiques identifiées, elles sont associées au défaut ou au fonctionnement anormal du composant de l'aéronef à l'origine du phénomène vibratoire particulier. Elles sont ensuite stockées sous forme d'une table de configuration dans une base de données d'une mémoire du calculateur électronique.

L'avantage d'avoir recours à une base de données est que celle-ci peut être mise à jour. Par mise à jour de la base de données dans laquelle sont stockées les fonctions mathématiques, on entend que de nouvelles fonctions mathématiques associées à de nouvelles signatures vibratoires peuvent être ajoutées à la table de configuration, ou que celle-ci peut être modifiée par ajustement des coefficients des fonctions mathématiques déjà présentes ou par ajustement des fonctions mathématiques elles-mêmes.

De la sorte, d'autres défauts et d'autres fonctionnements anormaux de composants du moteur survenant pendant le fonctionnement de celui-ci et ayant pour conséquence la génération d'un phénomène vibratoire particulier peuvent être identifiés ultérieurement et leurs signatures vibratoires correspondantes être ajoutées à la base de données. Cette possibilité permet d'enrichir la base de données en y ajoutant de nouvelles signatures vibratoires au fur et à mesure que l'on identifie de nouveaux défauts et de nouveaux fonctionnements anormaux. La mise à jour de la base de données est par ailleurs simple puisqu'elle peut être réalisée directement sur l'aéronef en se connectant au calculateur électronique.

Ainsi, le procédé selon l'invention présente une grande souplesse d'utilisation et d'adaptation. Il permet notamment de répondre à une crise en service avec une intervention directement sur l'aéronef dans

retour en usine du calculateur électronique pour reconfiguration par exemple.

## REVENDEICATIONS

1. Procédé de surveillance de phénomènes vibratoires survenant dans un moteur à turbine à gaz d'aéronef en fonctionnement, caractérisé en ce qu'il consiste à :
- a) acquérir (E10), lors d'une période prédéfinie de fonctionnement du moteur, un signal vibratoire représentatif de l'état de fonctionnement du moteur et de ses composants ;
  - b) établir (E30) sur la période prédéfinie un spectre de fréquences du signal vibratoire ;
  - c) utiliser une pluralité de signatures vibratoires correspondant chacune à un phénomène vibratoire survenant lors du fonctionnement des moteurs d'aéronefs du même type que celui à surveiller et ayant pour origine un défaut ou un fonctionnement anormal d'au moins l'un des composants des moteurs, chaque signature vibratoire étant définie par une fonction mathématique particulière dont les coefficients sont prédéterminés en fonction de paramètres de fonctionnement du moteur ;
  - d) identifier (E40) dans le spectre de fréquences les points de courbes qui répondent à des fonctions mathématiques définissant chacune une signature vibratoire afin de détecter la présence de défauts et de fonctionnements anormaux de composants du moteur ;
  - e) pour chaque courbe identifiée dans le spectre de fréquences et correspondant à une signature vibratoire ayant pour origine un défaut de composants du moteur, analyser (E50) l'amplitude associée aux points de la courbe par rapport à des valeurs d'amplitude prédéfinies correspondant chacune à un degré de sévérité du défaut ; et
  - f) suite au dépassement d'une ou plusieurs valeurs d'amplitude ou suite à la détection d'un fonctionnement anormal d'un composant du moteur, émettre (E60) un message associé à la signature vibratoire pour laquelle la ou les valeurs d'amplitude ont été dépassées ou pour laquelle le fonctionnement anormal a été détecté.
2. Procédé selon la revendication 1, consistant en outre à générer un avis de maintenance du moteur lorsque l'émission d'un même message se répète sur plusieurs vols, sur plusieurs phases de vol identiques ou sur plusieurs fonctionnements du moteur au même régime.



3. Procédé selon la revendication 2, dans lequel l'avis de maintenance comprend l'identification du ou des composants du moteur à l'origine du phénomène vibratoire pour lequel le message est émis.

5

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel les fonctions mathématiques définissant les signatures vibratoires sont stockées dans une base de données pouvant être mise à jour.

10

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel l'analyse de l'amplitude associée aux points d'une même courbe identifiée dans le spectre de fréquences consiste en une comparaison de l'amplitude associée à chaque point de la courbe par rapport à au moins une valeur de seuil prédéfinie, ou une comparaison de la valeur moyenne des amplitudes associées aux points de la courbe par rapport à une valeur de seuil moyenne prédéfinie, ou en un calcul de l'écart type entre les amplitudes associées aux points de la courbe et des valeurs de seuil prédéfinies.

20

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel les coefficients des fonctions mathématiques particulières définissant les signatures vibratoires sont également prédéterminés en fonction de paramètres de vol de l'aéronef et/ou de la géométrie des composants du moteur.

25

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel la période prédéfinie de fonctionnement du moteur au cours de laquelle est acquis le signal vibratoire correspond à une phase de vol particulière, un vol complet ou un fonctionnement du moteur à un régime particulier.

30

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, dans lequel les défauts et les fonctionnements anormaux de composants du moteur à l'origine des phénomènes vibratoires appartiennent à la liste suivante : flottement de la soufflante du moteur, défaut d'un palier

35

supportant en rotation au moins un arbre rotatif du moteur, apparition d'un balourd d'huile sur l'un des rotors du moteur, dégradation mécanique d'une dent d'engrenage, glissement d'un roulement de palier, crique ou usure d'un composant.

5

9. Système de surveillance de phénomènes vibratoires survenant dans un moteur à turbine à gaz d'aéronef en fonctionnement, caractérisé en ce qu'il comprend :

10 a) des moyens d'acquisition, lors d'une période prédéfinie de fonctionnement du moteur, d'un signal vibratoire représentatif de l'état de fonctionnement du moteur et de ses composants ;

b) des moyens d'établissement sur la période prédéfinie d'un spectre de fréquences du signal vibratoire ;

15 c) une base de données comprenant une pluralité de signatures vibratoires correspondant chacune à un phénomène vibratoire survenant lors du fonctionnement des moteurs d'aéronef du même type que celui à surveiller et ayant pour origine un défaut ou un fonctionnement anormal d'au moins l'un des composants des moteurs, chaque signature vibratoire étant définie par une fonction mathématique particulière dont les  
20 coefficients sont prédéterminés en fonction de paramètres de fonctionnement du moteur ;

d) des moyens d'identification dans le spectre de fréquences des points de courbes qui répondent à des fonctions mathématiques définissant chacune une signature vibratoire afin de détecter la présence  
25 de défauts et de fonctionnements anormaux de composants du moteur ;

e) des moyens d'analyse de l'amplitude associée aux points des courbes ainsi identifiées par rapport à des valeurs d'amplitude prédéfinies correspondant chacune à un degré de sévérité d'un défaut du ou des composants du moteur associés à la signature vibratoire ; et

30 f) des moyens d'émission d'un message associé à la signature vibratoire pour laquelle la ou les valeurs d'amplitude ont été dépassées ou pour laquelle le fonctionnement anormal a été détecté suite au dépassement d'une ou plusieurs valeurs d'amplitude ou suite à la détection d'un fonctionnement anormal d'un composant du moteur.

35

10. Système selon la revendication 9, dans lequel la base de données dans laquelle sont stockées les fonctions mathématiques définissant les signatures vibratoires est enregistrée dans une mémoire d'un calculateur électronique du moteur ou de l'aéronef et peut être mise à jour.

1/2

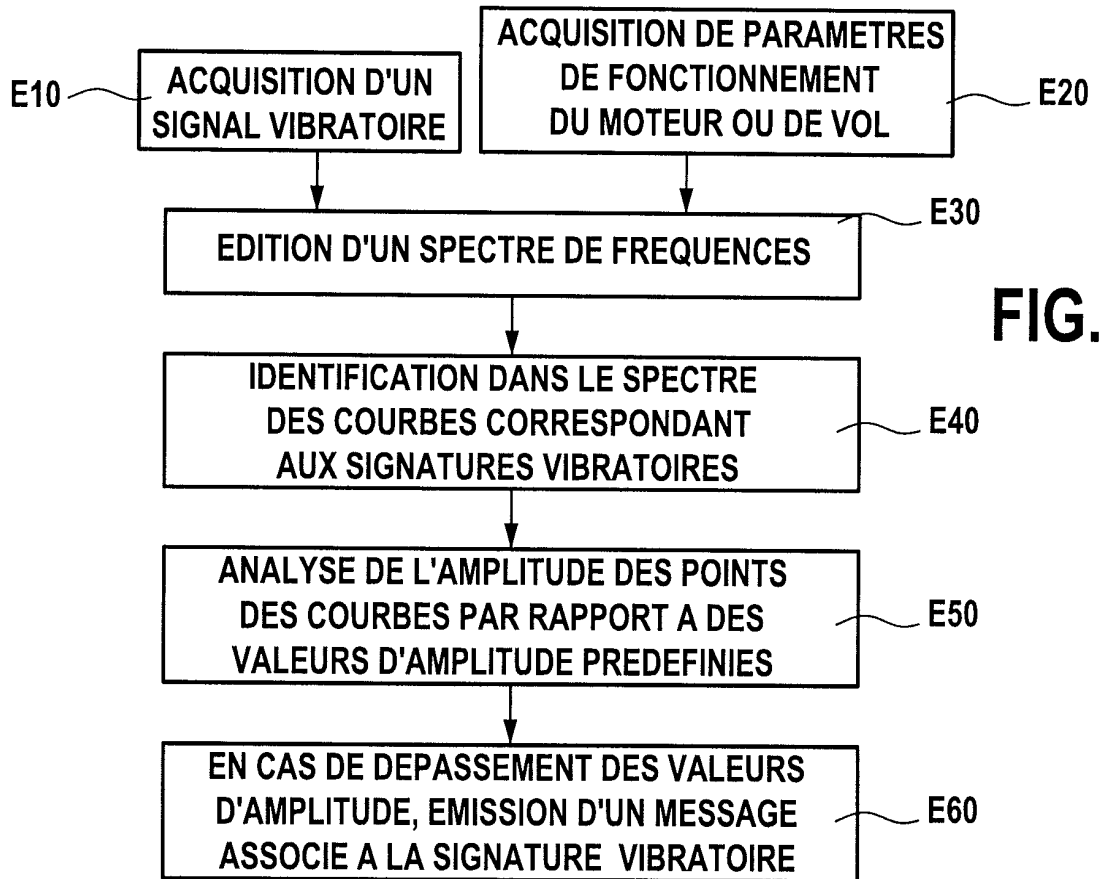


FIG.1

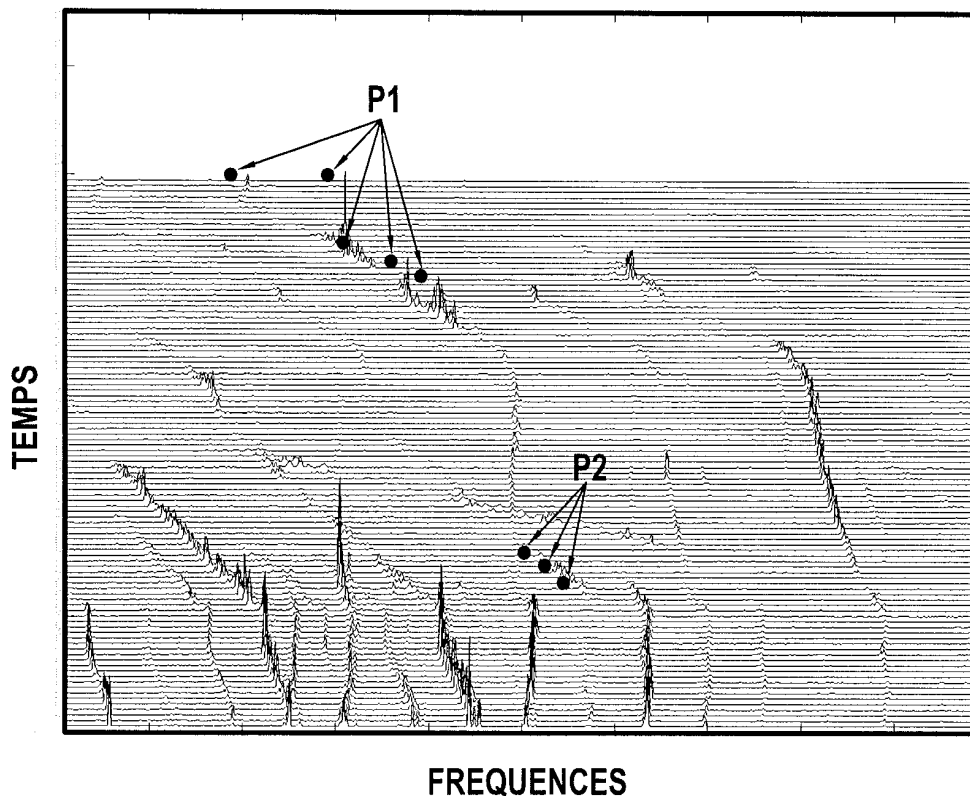
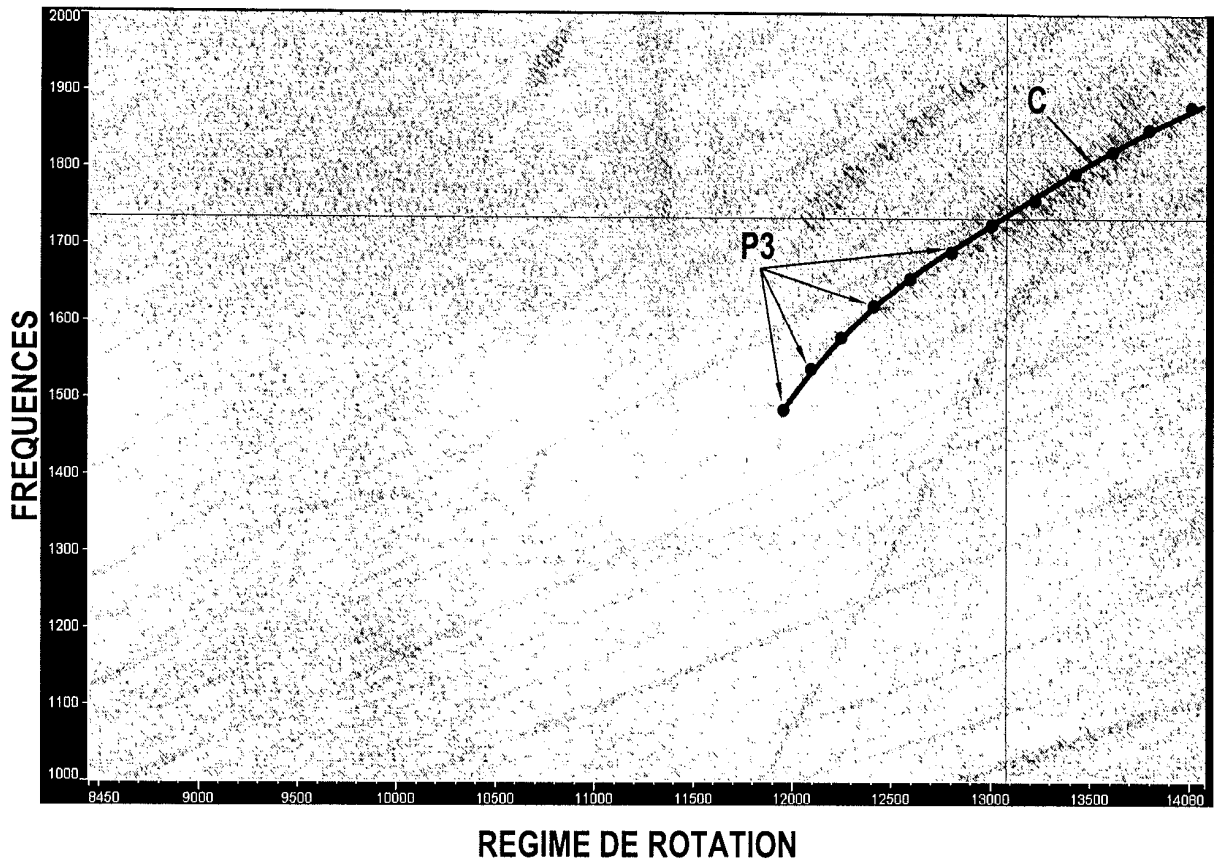


FIG.2

2/2

**FIG.3**



**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement  
national

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

FA 717243  
FR 0950156

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,D	EP 1 970 691 A (SNECMA [FR]) 17 septembre 2008 (2008-09-17) * abrégé * * figures 1,2 * * alinéas [0006], [0007] * * alinéas [0014] - [0022] *	1-10	G01M15/14 G01M15/12 F01D21/00
A	US 2007/250245 A1 (VAN DER MERWE GERT J [US] ET AL) 25 octobre 2007 (2007-10-25) * abrégé * * figure 4 * * alinéas [0007] - [0009] *	1-10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)  G01M F01D
A	US 6 019 310 A (MAINO BRUNO [IT] ET AL) 1 février 2000 (2000-02-01) * abrégé * * figure 3 * * colonne 1, ligne 25-45 *	1-10	
A	US 6 116 089 A (EL-IBIARY YEHIA M [US] ET AL) 12 septembre 2000 (2000-09-12) * abrégé * * figure 5 * * colonne 2, ligne 46-63 *	1-10	
A	US 2004/060347 A1 (COMPERAT PATRICK [FR] ET AL) 1 avril 2004 (2004-04-01) * abrégé * * figure 1 * * alinéas [0006] - [0019] *	1-10	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
3 septembre 2009		Nelva-Pasqual, F	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>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</p> <p>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                      .....                      &amp; : membre de la même famille, document correspondant</p>			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0950156 FA 717243**

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 **03-09-2009**

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
EP 1970691	A	17-09-2008	CA 2623617 A1	12-09-2008
			CN 101266197 A	17-09-2008
			FR 2913769 A1	19-09-2008
			JP 2008249699 A	16-10-2008
			US 2008223135 A1	18-09-2008
-----				
US 2007250245	A1	25-10-2007	DE 102007018374 A1	25-10-2007
			GB 2437391 A	24-10-2007
			JP 2007292069 A	08-11-2007
-----				
US 6019310	A	01-02-2000	DE 69811433 D1	27-03-2003
			DE 69811433 T2	14-08-2003
			EP 0889315 A2	07-01-1999
			IT T0970593 A1	04-01-1999
			JP 4294758 B2	15-07-2009
			JP 11124096 A	11-05-1999
-----				
US 6116089	A	12-09-2000	AUCUN	
-----				
US 2004060347	A1	01-04-2004	CA 2430153 A1	28-11-2003
			DE 60307926 T2	20-09-2007
			EP 1367226 A1	03-12-2003
			ES 2269942 T3	01-04-2007
			FR 2840358 A1	05-12-2003
			JP 4111869 B2	02-07-2008
			JP 2004036615 A	05-02-2004
			RU 2320969 C2	27-03-2008
			UA 82462 C2	25-04-2008
-----				