



(43) Date de la publication internationale
12 septembre 2014 (12.09.2014)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/135809 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G01M 15/02 (2006.01) **B64F 5/00** (2006.01)
G01M 15/14 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2014/050516

(22) Date de dépôt international :
6 mars 2014 (06.03.2014)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1352040 7 mars 2013 (07.03.2013) FR

(71) Déposant : **TURBOMECA** [FR/FR]; F-64510 Bordes (FR).

(72) Inventeurs : **FAUPIN, François, Xavier, Marie**; 43 chemin de Laharie, Rés. Montaigu, Apt B117, F-64100 Bayonne (FR). **DESCOUSTEY, Hervé**; Maison Igelekin, Quartier Urguni, F-64310 Saint Pee sur Nivelle (FR). **DI-VET, Grégory**; Villa 6, Domaine des Abielias, F-40390 Saint Martin de Hinx (FR). **KAMENKA, Alexandre**; 124

place de l'Amitié, F-40440 Ondres (FR). **PIERRE, Manuel, Philippe, Jean**; 11 rue d'Aspin, F-64510 Bordes (FR). **THERMY, François**; Jauberria, Quartier Hegia, F-64240 Isturits (FR).

(74) Mandataires : **MILIEN, Jean-Baptiste** et al.; Cabinet Beau De Lominie, 158 Rue de l'Université, F-75340 Paris Cedex 07 (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : METHOD AND SYSTEM FOR MONITORING THE HEALTH OF AN AIRCRAFT TURBOMACHINE

(54) Titre : PROCÉDÉ ET SYSTÈME DE CONTRÔLE DE LA SANTÉ D'UNE TURBOMACHINE D'AÉRONEF

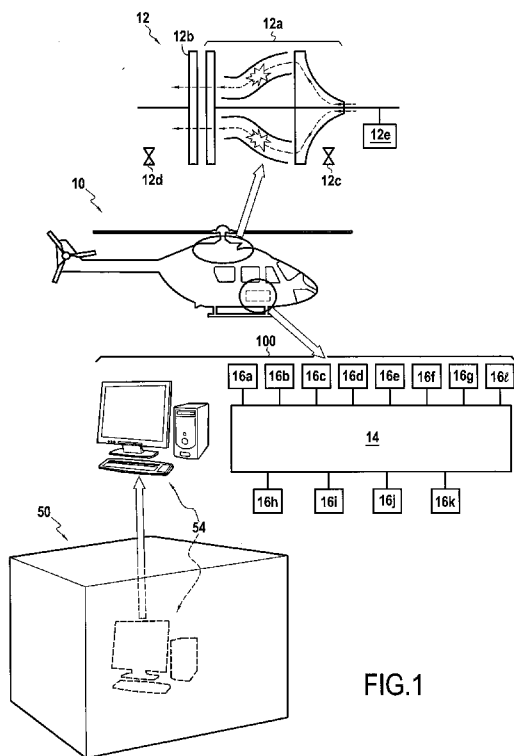


FIG.1

(57) Abstract : A method for monitoring the health of an aircraft (10) turbomachine (12), comprising a step (E3) of detecting a period from measurements of at least one first parameter relative to the turbomachine (12) and of at least one second parameter relative to the flight conditions of said aircraft (10), to the aircraft equipment (10) and/or to the turbomachine (12), recorded over time during a normal flight of said aircraft (10), referred to as a stable period, during which at least the second parameter is substantially stable for a predefined length of time, at least the measurements of the first parameter during said stable period being intended to be analysed in order to determine the operating state of the turbomachine.

(57) Abrégé : Procédé de contrôle de la santé d'une turbomachine (12) d'aéronef (10), comprenant une étape (E3) de détection d'une période parmi des mesures d'au moins un premier paramètre relatif à la turbomachine (12) et d'au moins un deuxième paramètre relatif aux conditions de vol dudit aéronef (10), aux équipements de l'aéronef (10) et/ou à la turbomachine (12) enregistrées au cours du temps pendant un vol normal dudit aéronef (10), dite période stable, pendant laquelle au moins le deuxième paramètre est sensiblement stable pendant une durée prédéterminée, au moins les mesures du premier paramètre pendant ladite période stable étant destinées à être analysées afin de déterminer l'état de fonctionnement de la turbomachine.



UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, **Publiée :**

TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK,
EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU,
LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK,
SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ,
GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

Procédé et système de contrôle de la santé d'une turbomachine d'aéronef

DOMAINE DE L'INVENTION

L'invention concerne un procédé de contrôle de la santé d'une
5 turbomachine d'aéronef ainsi qu'un système pour la mise en œuvre de ce
procédé.

Le terme « turbomachine » désigne l'ensemble des appareils à
turbine à gaz produisant une énergie motrice, parmi lesquels on distingue
notamment les turboréacteurs fournissant une poussée nécessaire à la
10 propulsion par réaction à l'éjection à grande vitesse de gaz chauds, et les
turbomoteurs dans lesquels l'énergie motrice est fournie par la rotation
d'un arbre moteur. Par exemple, des turbomoteurs sont utilisés comme
moteur pour des hélicoptères. Les turbopropulseurs (turbomoteur
entraînant une hélice) sont des turbomoteurs utilisés comme moteur
15 d'avion.

Le terme « aéronef » désigne l'ensemble des appareils volants,
notamment les avions et les hélicoptères.

ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE

On connaît un procédé de contrôle de la santé d'une
20 turbomachine d'aéronef, et plus particulièrement de turbomoteur
d'hélicoptère, dans lequel, avant de lancer une procédure automatique
d'analyse des données en plein vol à bord de l'aéronef, il est requis au
préalable que le pilote place l'aéronef dans des conditions particulières
(par exemple : vol en palier stabilisé, altitude inférieure à une altitude
25 prédéterminée, chauffage et désembuage arrêtés) pendant un vol
spécifique, dites conditions spécifiques de contrôle de la santé de la
turbomachine. Lorsque les conditions spécifiques sont atteintes pendant
ce vol spécifique, et uniquement dans ces conditions, le pilote peut lancer
la procédure automatique d'analyse des données.

30 Ce procédé de contrôle connu présente l'inconvénient d'imposer
un vol spécifique (ou une phase spécifique de vol) qui entraîne des coûts
en personnel et en carburant. La mise en œuvre de ce procédé de
contrôle représente donc une charge de travail supplémentaire au
déroulement d'un vol classique et est donc réalisée aussi peu de fois que
35 nécessaire tout en respectant la périodicité prescrite par le fabricant de la
turbomachine. La faible fréquence de ce procédé de contrôle rend par
ailleurs difficile le « suivi de tendance », c'est-à-dire surveiller finement
l'évolution de la santé de la turbomachine au cours du temps et des

utilisations de la turbomachine. Par ailleurs, la procédure automatique d'analyse étant réalisée à bord de l'aéronef pendant le vol spécifique, un système dédié est embarqué. Ce système est coûteux et sa mise à jour demande d'immobiliser l'appareil. Par ailleurs, il n'est pas toujours aisé de
5 s'assurer que toute une flotte d'un même type d'aéronef présente la même version du système spécifique dédié, ce qui complique les analyses plus générales prenant en compte le résultat des différents contrôles de la santé des turbomachines de chacun des aéronefs de ladite flotte d'aéronefs.

10 PRESENTATION DE L'INVENTION

Un but de la présente invention est de remédier au moins substantiellement à tout ou partie des inconvénients mentionnés ci-dessus.

L'invention atteint son but en proposant un procédé de contrôle
15 de la santé d'une turbomachine d'aéronef, ledit procédé comprenant une étape de détection d'une période parmi des mesures d'au moins un premier paramètre relatif à la turbomachine et d'au moins un deuxième paramètre relatif aux conditions de vol dudit aéronef, aux équipements de l'aéronef et/ou à la turbomachine enregistrées au cours du temps pendant
20 un vol normal dudit aéronef, dite période stable, pendant laquelle au moins le deuxième paramètre est sensiblement stable pendant une durée prédéterminée, au moins les mesures du premier paramètre pendant ladite période stable étant destinées à être analysées afin de déterminer l'état de fonctionnement de la turbomachine.

25 Un vol normal de l'aéronef est un vol qui ne comprend aucune phase de vol spécifique au cours de laquelle le pilote met intentionnellement son appareil dans des conditions spécifiques classiques pour le contrôle classique de la santé de la turbomachine dans le but de réaliser un tel contrôle. Par exemple, un vol normal est un vol commercial
30 ou de mission comprenant les phases de décollage, de transport et d'atterrissage classiques, et d'éventuelles phases de vérifications classiques pendant le vol (bien entendu autre qu'une phase de vol spécifique pour le contrôle de la santé de la turbomachine).

Au cours de l'étape de détection d'une période stable, on vérifie
35 si un ou plusieurs deuxièmes paramètres sont sensiblement stables pendant une durée prédéterminée.

Par « sensiblement stable » on entend que le paramètre varie peu ou pas. Par exemple, le paramètre varie sur une plage de valeurs (ou d'états), d'un pourcentage ou d'une amplitude prédéterminés, si le paramètre est un paramètre pouvant prendre plus de deux valeurs (ou états), ou reste strictement constant si ce paramètre est un paramètre « tout ou rien » (i.e. ne pouvant prendre que deux valeurs ou états). Par exemple, si le deuxième paramètre considéré est la vitesse de l'aéronef (paramètre pouvant prendre plus de deux valeurs), on peut considérer que ce paramètre est sensiblement stable si cette vitesse est comprise entre une vitesse minimale et une vitesse maximale prédéterminées pendant la durée prédéterminée, par exemple 3 minutes. Selon une variante, on peut considérer que ce même paramètre est sensiblement stable s'il varie de moins de 10% pendant la durée prédéterminée. Selon encore une autre variante, on peut considérer que ce même paramètre est sensiblement stable s'il varie de moins d'une amplitude prédéterminée, par exemple 50km/h, pendant la durée prédéterminée. Si le paramètre considéré est l'état d'ouverture ou de fermeture d'une vanne (paramètre « tout ou rien ») on considère que ce paramètre est sensiblement stable si il reste dans le même état, par exemple fermé, pendant toute la durée prédéterminée.

Bien entendu, dans le cas où on vérifie que plusieurs paramètres sont sensiblement stables pendant la durée prédéterminée, chaque paramètre présente ses propres critères de stabilité. Par exemple un premier paramètre ne devra varier que de 5% au maximum, un deuxième paramètre devra rester compris entre une valeur minimale et une valeur maximale prédéterminées, un troisième paramètre devra rester supérieur à une autre valeur prédéterminée, un quatrième paramètre devra rester dans un état prédéterminé (par exemple « marche » ou « arrêt »), etc.

Selon encore une autre variante, pour déterminer la stabilité d'un paramètre, on utilise un procédé d'estimation de la dérivée (i.e. de la « pente ») de la régression linéaire des mesures du paramètre sur une fenêtre glissante, procédé connu de l'homme du métier par ailleurs. Ce procédé d'estimation par régression linéaire définit une courbe représentative de l'évolution du paramètre au cours du temps à partir des points de mesure. Il calcule ensuite la dérivée de cette courbe et

détermine la stabilité du paramètre à partir de cette dérivée. Par exemple, on détermine que le paramètre est stable lorsque la dérivée est sensiblement nulle ou comprise entre une valeur minimale et une valeur maximale prédéterminées. Selon encore un autre exemple, on utilise des lois statistiques pour déterminer, à partir des valeurs de la dérivée à chaque instant de mesure, une probabilité d'être dans un état stable et un indicateur de stabilité. De manière générale, selon une variante, un indicateur de stabilité est associé à chacune des périodes stables détectées. Par exemple, l'indicateur de stabilité I est calculé comme étant le rapport entre la durée D de la période stable et la variation d'amplitude maximale A du paramètre considéré sur cette durée : $I = D/A$. Par la suite, l'exploitation des mesures sur la période stable est fonction de cet indicateur de stabilité. Par exemple, une période stable présentant un indicateur de stabilité inférieur à une valeur prédéterminée (ou indicateur prédéterminé) ne sera pas exploitée tandis qu'une période stable présentant un indicateur de stabilité supérieur à la valeur prédéterminée sera exploitée. Selon une autre variante, seule la période présentant le plus grand indicateur de stabilité sera exploitée.

En plus de la stabilité d'un ou plusieurs deuxièmes paramètres, on peut également vérifier qu'un ou plusieurs premiers paramètres, comme par exemple la température des gaz en un point donné au sein de la turbomachine ou le couple d'un arbre de turbine, sont sensiblement stables. La stabilité des premiers paramètres est avantageusement vérifiée de manière similaire à la stabilité des deuxièmes paramètres. Par exemple, la stabilité de la température des gaz entre le générateur de gaz et la turbine libre permet notamment de s'assurer que la turbomachine a atteint un régime stable du point de vue thermique. Par exemple, l'homme du métier connaît la mesure de température « T45 » au sein d'un turbomoteur d'hélicoptère comme température des gaz entre le générateur de gaz et la turbine libre.

Lorsque le critère de stabilité pour le paramètre considéré est vérifié, ou lorsque chaque critère de stabilité pour chaque paramètre considéré est vérifié sur toute une période aussi longue que la durée prédéterminée (i.e. la durée de la période est supérieure ou égale à la durée prédéterminée), alors on considère que la période considérée est une période stable.

En vérifiant qu'un ou plusieurs deuxièmes paramètres et éventuellement un ou plusieurs premiers paramètres sont stables pendant la durée prédéterminée, on détecte si une phase du vol normal pendant lequel les mesures ont été enregistrées est semblable/assimilable à un vol
5 spécifique classique où les conditions spécifiques pour réaliser un contrôle de la santé de la turbomachine sont réunies.

Une fois qu'une période stable est détectée, on peut analyser les mesures du ou des premiers paramètres, et si besoin les mesures du ou des deuxièmes paramètres pendant cette période stable pour
10 déterminer l'état de la santé de la turbomachine. Cette analyse est par exemple une analyse classique des paramètres réalisée pendant les contrôles classiques.

On s'affranchit ainsi de l'obligation de devoir mettre délibérément l'aéronef dans des conditions de vol spécifiques. En
15 supprimant ces vols (ou phases de vol) spécifiques, on réduit d'autant les coûts associés.

On considère de manière statistique que les conditions spécifiques sont réunies suffisamment fréquemment au cours des différents vols normaux réalisés par un aéronef pour pouvoir éviter d'avoir
20 à procéder aux vols spécifiques, ou au moins d'en réduire leur fréquence.

En résumé, on fournit dans un premier temps un enregistrement comprenant des mesures au cours du temps pendant un vol normal d'un ensemble de premiers paramètres comprenant un ou plusieurs premiers paramètres, et d'un ensemble de deuxièmes
25 paramètres comprenant un ou plusieurs deuxièmes paramètre, puis on détermine si une période au cours de l'enregistrement est une période stable au cours de laquelle les conditions de vol sont comparables/assimilables aux conditions de vol spécifiques pour la réalisation d'un contrôle de la santé de la turbomachine classique. Par la
30 suite, on peut utiliser les mesures du ou des premiers paramètres et si besoin du ou des deuxièmes paramètres pendant cette période stable pour analyser la santé de la turbomachine.

Dans le cas où plusieurs périodes stables sont détectées, on peut également exploiter ces différentes périodes stables en fonction de
35 paramètres prédéterminés. Par exemple, on peut analyser la santé de la turbomachine en fonction des différents régimes de la turbomachine. On

peut ainsi réaliser un contrôle de la santé dans des conditions classiques, ou faire un contrôle de la santé dans des conditions autres (très haut régime, bas régime, etc.). On peut ainsi, analyser plus finement le comportement et la santé de la turbomachine.

- 5 On comprend que ce procédé peut être mis en œuvre pendant le vol normal en contrôle continu, par exemple à l'aide d'un ordinateur de bord ou d'un ordinateur de contrôle au sol. Ce procédé peut également être mis en œuvre pour analyser après le vol classique des mesures enregistrées pendant le vol classique, par exemple dans la base de
- 10 maintenance de l'aéronef, par exemple après chaque vol classique, ou après un nombre prédéterminé de vol classique. Dans le cas où le procédé est mis en œuvre au sol (hors de l'aéronef), il est possible de centraliser les mesures réalisées sur différents aéronefs. Ceci permet aussi de palier aux inconvénients liés à l'installation et la mise à jour de systèmes
- 15 embarqués dédiés dans chaque aéronef.

Avantageusement, l'étape de détection de la période stable est effectuée après le vol de l'aéronef, et préférentiellement au sol (en dehors de l'aéronef, au sein d'une station de contrôle).

- Ceci permet d'éviter d'embarquer des systèmes dédiés coûteux
- 20 et fastidieux à mettre à jour sur toute une flotte d'aéronefs et de limiter les sollicitations de l'ordinateur de bord pendant le vol. Ceci présente en outre l'avantage de pouvoir facilement centraliser toutes les mesures de tous les aéronefs et de faciliter les analyses à grande échelle

- Bien entendu ce procédé peut être mis en œuvre tant pour le
- 25 contrôle de la sante d'un turboréacteur d'avion que d'un turbomoteur d'hélicoptère.

- On comprend que les mesures comprennent au moins une série de mesure d'un premier paramètre au cours du temps et au moins une série de mesures d'un deuxième paramètre au cours du temps. D'autres
- 30 séries, pour d'autre(s) premier(s) ou deuxième(s) paramètre(s) peuvent également faire partie des mesures. Avantageusement, l'enregistrement comprend une unique série de mesure par paramètre. De préférence les séries de mesures sont synchronisées, c'est-à-dire que lorsqu'un paramètre est mesuré, tous les autres paramètres le sont également au
- 35 même instant. La mesure d'un paramètre à un instant donné est appelée « point de mesure ». En d'autres termes, les points de mesure de tous les

paramètres sont synchronisés. Ainsi, tous les paramètres, premiers et deuxièmes, sont mesurés à la même fréquence. Ceci permet de faciliter l'exploitation de l'enregistrement des mesures. Avantageusement, cette fréquence d'enregistrement des mesures des paramètres est comprise
5 entre 0.25 Hz (hertz) et 5.00 Hz. Ceci permet de s'assurer qu'un nombre de points de mesure suffisants sera disponible pour exploiter ces mesures. Préférentiellement, la fréquence d'enregistrement des mesures des paramètres est comprise entre 1.00 Hz et 2.00 Hz

Préférentiellement, les mesures s'étendent sur toute la durée
10 du vol de l'aéronef. Ceci permet d'avoir un ensemble de mesure aussi complet que possible.

Préférentiellement, la période prédéterminée est comprise entre 1 minute et 10 minutes. Encore préférentiellement, la période prédéterminée est comprise en 2 minutes et 6 minutes. Encore plus
15 préférentiellement, la période prédéterminée est d'environ 3 minutes.

De telles durées de périodes stables permettent de réaliser une analyse de la santé de la turbomachine fiable. Notamment, une durée d'environ 3 minutes correspond à la durée maximum pour atteindre la stabilité thermique d'une turbomachine en vol en palier.

Avantageusement, le procédé comprend, avant l'étape de
20 détection d'une période stable, une étape de traitement des mesures au cours de laquelle les valeurs aberrantes d'au moins les mesures du deuxième paramètre sont ignorées (i.e. ignorées pour la mise en œuvre de chacune des étapes suivantes du procédé) et/ou au moins les mesures
25 du deuxième paramètre sont lissées.

Par exemple, on détermine qu'une valeur de mesure à un instant considéré est aberrante lorsqu'elle diffère de plus de 50% de la valeur mesurée à l'instant immédiatement avant et de la valeur mesurée à l'instant immédiatement après. Selon un autre exemple, on calcule l'écart
30 d'un point de mesure par rapport à sa valeur lissée, et si cet écart est supérieur à trois fois l'écart type glissant, alors ce point est identifié comme aberrant.

Selon une variante, le procédé prend en compte la valeur moyenne de la valeur mesurée à l'instant immédiatement avant et de la
35 valeur mesurée immédiatement après au lieu de la valeur aberrante ignorée.

Par exemple, le lissage des mesures est effectué à l'aide d'un produit de convolution entre lesdites mesures et un filtre, par exemple un filtre passe bas pour calculer une moyenne mobile exponentielle. Ce type de traitement est connu par ailleurs par l'homme du métier.

5 Le lissage permet de gommer les variations trop brutales non maintenues dans le temps pendant une durée minimale de référence entre les points de mesure successifs au cours du temps.

Avantageusement, le traitement des mesures est appliqué sur toute la durée des mesures. Le traitement des mesures est, par exemple,
10 opéré selon des méthodes connues en soit.

Avant l'étape de détection d'une période stable, on applique le traitement des mesures de préférence aux mesures de tous les paramètres utilisés pour déterminer si une période est stable ou non. Ceci permet de faciliter la détection d'une période stable. Les mesures des
15 paramètres qui ne sont pas utilisées pour cette détection, mais utilisées pour l'analyse postérieure à l'étape de détection d'une période stable peuvent être également soumises au traitement des mesures en vue de préparer leur analyse ultérieure. Selon une variante, ces dernières mesures ne sont pas soumises au traitement des mesures et sont
20 éventuellement traités directement en amont de l'étape d'analyse, ou bien lors de l'étape d'analyse elle-même.

Avantageusement, le procédé comprend, avant l'étape de détection d'une période stable ou, si une étape de traitement des mesure est réalisée, avant l'étape de traitement des mesures, une étape
25 d'enregistrement au cours du temps pendant un vol normal dudit aéronef des mesures du premier paramètre et des mesures du deuxième paramètre.

On comprend qu'au cours de l'étape d'enregistrement des mesures, les paramètres sont mesurés au cours du temps et ces mesures
30 sont enregistrées et stockées pour leur exploitation à l'étape suivante.

Ensuite on procède éventuellement à l'étape de traitement des mesures, puis à l'étape de détection d'une période stable.

Avantageusement, le procédé comprend, après l'étape de détection d'une période stable, lorsqu'une période stable a été détectée,
35 une étape d'analyse des mesures des premier et deuxième paramètres enregistrées pendant ladite période stable, un ou plusieurs indicateurs

représentatifs de l'état de fonctionnement de la turbomachine étant fournis par ladite analyse.

Si aucune période stable n'est détectée, les mesures ne peuvent pas être exploitées pour contrôler la santé de la turbomachine et le procédé est stoppé après l'étape de détection. Si une période stable est détectée, on procède à l'étape d'analyse de la santé de la turbomachine. Si plusieurs périodes stables sont détectées, alors le procédé peut exécuter autant de d'analyse de la santé de la turbomachine que de périodes stables détectées, procéder à l'analyse de la santé de la turbomachine sur la première période stable détectée, ou encore procéder à l'analyse de la santé de la turbomachine sur la période stable détectée la plus longue. Selon une variante, un indicateur de stabilité est avantageusement associé à chaque période stable, l'analyse n'étant réalisée que pour la période la plus stable, ou pour les périodes présentant un indicateur de stabilité prédéterminé, par exemple les périodes stables dont l'indicateur est supérieur ou égal à un indicateur prédéterminé. Par exemple, l'indicateur est un chiffre compris entre 0 (zéro) et 1 (un), 0 indiquant une période vérifiant au minimum les critères de stabilité, 1 indiquant une période particulièrement stable (aucun des paramètres pris en compte ne varie).

L'analyse est par exemple une analyse classique du contrôle de la santé d'une turbomachine d'aéronef. Par exemple, cette analyse calcule une valeur moyenne des mesures de chaque premier et deuxième paramètre pendant la période stable. Ensuite, ces valeurs moyennes sont comparées à un modèle numérique de la turbomachine. Au cours de cette comparaison, un ou plusieurs indicateurs de la santé de la turbomachine sont calculés. Par exemple, une marge sur le couple de l'arbre moteur de la turbomachine (par exemple arbre de la turbine libre dans une turbomachine) est calculée. Une telle marge en couple permet d'estimer si la turbomachine fournit suffisamment de puissance. Une marge sur la température des gaz à un endroit donné de la turbomachine peut également être calculée. Une telle marge en température permet d'estimer si la turbomachine fonctionne à une température adéquate ou si elle s'échauffe trop. Si ces marges sont conformes aux préconisations du constructeur de la turbomachine, alors on détermine que la turbomachine fonctionne correctement, c'est-à-dire qu'elle fournit suffisamment de

puissant et que sa température de fonctionnement est correcte. Si une de ces marges n'est pas conforme auxdites préconisations, alors on détermine que la turbomachine ne fonctionne pas correctement et il est nécessaire d'intervenir en maintenance pour déterminer la cause de son
5 disfonctionnement et la réparer.

Ainsi, à l'issue de l'étape d'analyse des mesures, un ou plusieurs indicateurs représentatifs de l'état de fonctionnement de la turbomachine indique(nt) si la turbomachine fonctionne correctement ou pas. Le procédé prend fin à cette étape. A l'issue du procédé de contrôle de
10 la santé de la turbomachine, les techniciens de maintenance de la turbomachine tirent les conclusions adéquates à partir de ces indicateurs, et agissent en conséquence (par exemple autorisation de vol ou arrêt pour maintenance).

Selon une variante, à l'issue de cette étape d'analyse des
15 mesures, il est possible de collecter le résultat de cette analyse pour faire une étude de suivi de tendance (également connue sous le terme anglais « trend monitoring »), c'est-à-dire un suivi de l'évolution de ses performances au fur et à mesure du vieillissement de la turbomachine et de ses utilisations successives. Par ailleurs, si aucune période stable n'est
20 détectée au cours d'un ou plusieurs vols classiques successifs, ou si des périodes stables sont détectées avec une fréquence trop faible, on pourra alors imposer un vol spécifique classique ponctuel pour effectuer un contrôle de la santé de la turbomachine classique ponctuel, afin de s'assurer de la santé de la turbomachine, et ce tout en maintenant des
25 coûts réduits.

Avantageusement, la turbomachine comprend un générateur de gaz, le deuxième paramètre comprenant au moins la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz et on vérifie que la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz est supérieure à une vitesse prédéterminée
30 (ou première vitesse prédéterminée), par exemple 95% de la vitesse de rotation maximum au décollage, sur toute la période stable avant de procéder à l'étape d'analyse des mesures.

Ceci permet d'opérer un tri parmi les périodes stables à analyser et de ne retenir que des périodes particulièrement pertinentes
35 pour effectuer un contrôle de la santé de la turbomachine. Notamment, lorsque la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz est

supérieure à 95% de la vitesse de rotation maximum au décollage, la turbomachine est en condition proche des conditions d'urgence, condition dans laquelle il est particulièrement important de s'assurer de sa bonne santé.

5 Avantageusement, on vérifie que le premier paramètre et le deuxième paramètre sont respectivement compris dans des plages de valeurs de ces premier et deuxième paramètres pendant les tests de qualification de la turbomachine avant de procéder à l'étape d'analyse des mesures.

10 Le comportement de la turbomachine étant connu pendant les tests de qualification de la turbomachine, il est ainsi particulièrement intéressant de vérifier son comportement dans ces conditions. Ceci permet également d'analyser son vieillissement et d'adapter la maintenance en conséquence.

15 Avantageusement, l'étape d'enregistrement est effectuée en plein vol, au sein de l'aéronef, tandis que l'éventuelle étape de traitement des mesures, l'étape de détection d'une période stable et l'étape d'analyse des mesures sont réalisées au sol et préférentiellement après le vol.

20 Ceci permet d'éviter d'embarquer des systèmes dédiés coûteux et fastidieux à mettre à jour sur toute une flotte d'aéronefs et de limiter les sollicitations de l'ordinateur de bord pendant le vol. Ceci présente en outre l'avantage de pouvoir facilement centraliser toutes les mesures de tous les aéronefs et de faciliter les analyses à grande échelle.

25 Avantageusement, le ou les deuxièmes paramètres comprennent au moins un paramètre choisi parmi la température extérieure, l'altitude de vol, la vitesse de l'aéronef, la présence de matériel optionnel ayant un impact sur les performances de la turbomachine, le degré d'ouverture ou de fermeture d'une vanne de décharge de la turbomachine, le degré d'ouverture ou de fermeture d'une vanne de
30 prélèvement d'air ou le débit d'air prélevé au sein de la turbomachine, la quantité d'énergie électrique prélevée au sein de la turbomachine.

35 Par exemple, un filtre à sable pour éviter l'ingestion de sable dans la turbomachine, disposé à l'entrée d'air de la turbomachine forme un matériel optionnel ayant un impact sur les performances de la turbomachine. De même, une tuyère à dilueur de jet pour diminuer la signature infrarouge de la turbomachine (et donc de l'aéronef) forme un

matériel optionnel ayant un impact sur les performances de la turbomachine.

La vanne de décharge est une vanne destinée à éviter les phénomènes de pompage du compresseur de la turbomachine en drainant une certaine quantité d'air vers l'extérieur de la turbomachine. La vanne de prélèvement d'air est la vanne par laquelle on prélève de l'air destiné directement ou indirectement à l'habitacle de l'aéronef, par exemple pour le chauffage ou le désembuage. De même, l'air prélevé est l'air destiné à l'habitacle de l'aéronef. Le prélèvement d'énergie électrique au sein de la turbomachine est plus ou moins important en fonction des appareils électriques activés au sein de l'aéronef.

En plus de donner des indications sur le caractère stable du vol, ces deuxièmes paramètres permettent d'affiner le comportement attendu de la turbomachine et donc d'affiner l'analyse de la santé de ladite turbomachine.

Bien entendu cette liste de deuxièmes paramètres n'est pas limitative. Par exemple, cette liste peut comprendre en outre les paramètres de navigation de l'aéronef comme la direction et la force du vent, le roulis, le tangage, le cap ou le lacet, les coordonnées GPS (« Global Positioning System » ou « Système Global de Localisation ») de l'aéronef. Dans le cas particulier des hélicoptères, le caractère stationnaire du vol (vitesse nulle ou très faible et altitude constante) peut également être inclus dans la liste des deuxièmes paramètres.

Avantageusement, on détermine qu'une période est stable lorsque pendant toute la durée prédéterminée la vitesse de l'aéronef est comprise entre une vitesse minimale prédéterminée et une vitesse maximale prédéterminée et/ou l'altitude de vol est comprise entre une altitude minimum prédéterminée et une altitude maximum prédéterminée.

Par exemple, les vitesses/altitudes minimales et maximales prédéterminées correspondent aux vitesses/altitudes minimales et maximales qui ont servies pour les tests de qualification pour l'exploitation de la turbomachine. Le comportement de la turbomachine dans ces conditions est donc bien connu, et on peut plus facilement analyser sa santé dans ces conditions. De manière plus générale, on détermine avantageusement qu'une période est stable lorsque un ou plusieurs paramètre(s), premier ou deuxième, est compris dans une plage de

valeurs correspondant aux plages de valeurs de ce(s) même(s) paramètre(s) utilisées pour les tests de qualification pour l'exploitation de la turbomachine.

- Avantageusement, on détermine qu'une période est stable
- 5 lorsque pendant toute la durée prédéterminée le roulis, le tangage et le cap de l'aéronef varient chacun de moins d'une amplitude prédéterminée, par exemple 5° (cinq degré d'angle).

De telles conditions de vols permettent d'assurer des conditions particulièrement stables.

- 10 Avantageusement, la turbomachine comprend un générateur de gaz et une turbine libre, le ou les premiers paramètres comprenant au moins un paramètre choisi parmi le couple de l'arbre de la turbine libre et la température des gaz entre le générateur de gaz et la turbine libre.

- Dans une turbomachine, le générateur de gaz est la partie où
- 15 s'effectue le cycle thermodynamique permettant la production de puissance ou de poussée résultant de l'éjection de gaz à grande vitesse. Par exemple, le générateur de gaz comprend un compresseur, une chambre de combustion et une turbine de détente liée mécaniquement en rotation au compresseur. La turbine libre est une turbine indépendante
- 20 mécaniquement du générateur de gaz. En d'autres termes, le turbine libre est entraînée en rotation uniquement par les gaz issus du générateur de gaz, elle est couplée fluidiquement et non mécaniquement au générateur de gaz.

- C'est notamment sur la base des mesures de ces premiers
- 25 paramètres que l'analyse de la santé du moteur est effectuée. Bien entendu cette liste de premiers paramètres n'est pas limitative.

- Avantageusement, la turbomachine comprend un générateur de gaz et une turbine libre, le ou les deuxièmes paramètres comprenant au moins un paramètre choisi parmi la vitesse de rotation de l'arbre de
- 30 générateur de gaz et la vitesse de rotation de la turbine libre. Ces vitesses sont préférentiellement les vitesses mesurées directement sur les arbres plutôt que les vitesses consignes.

Le procédé selon l'invention est particulièrement bien adapté pour le contrôle de la santé d'un turbomoteur d'hélicoptère.

- 35 L'invention concerne également un système de contrôle de la santé d'une turbomachine d'aéronef, ledit système comprenant un

dispositif de détection pour détecter une période parmi des mesures d'au moins un premier paramètre relatif à la turbomachine et d'au moins un deuxième paramètre relatif aux conditions de vol dudit aéronef, aux équipements de l'aéronef et/ou à la turbomachine enregistrées au cours du temps pendant un vol normal dudit aéronef, dite période stable, pendant laquelle au moins le deuxième paramètre est sensiblement stable pendant une durée prédéterminée, au moins les mesures du premier paramètre pendant ladite période stable étant destinées à être analysées afin de déterminer l'état de fonctionnement de la turbomachine.

10 Avantageusement, le dispositif de détection est configuré pour associer un indicateur de stabilité à chacune des périodes stables détectées.

Avantageusement, le système comprend un dispositif de traitement des mesures configuré pour ignorer les valeurs aberrantes (i.e. ignorer au sein de chaque dispositif du système) d'au moins les mesures du deuxième paramètre et/ou pour lisser au moins les mesures du deuxième paramètre.

15 Avantageusement, le système comprend des capteurs pour respectivement mesurer au cours du temps pendant un vol normal dudit aéronef le premier paramètre et le deuxième paramètre, un enregistreur pour enregistrer les mesures desdits capteurs au cours du temps pendant le vol de l'aéronef.

20 Avantageusement, le système comprend un dispositif d'analyse pour exécuter, lorsqu'une période stable a été détectée, une analyse des mesures des premier et deuxième paramètres enregistrées pendant ladite période stable, un ou plusieurs indicateurs représentatifs de l'état de fonctionnement de la turbomachine étant fournis par ladite analyse.

25 Avantageusement, la turbomachine comprend un générateur de gaz, le deuxième paramètre comprenant au moins la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz, le dispositif d'analyse étant configuré pour vérifier que la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz est supérieure à une vitesse prédéterminée (ou première vitesse prédéterminée), par exemple 95% de la vitesse de rotation maximum au décollage, sur toute la période stable avant de procéder à l'analyse des mesures.

35

Avantageusement, le dispositif d'analyse est configuré pour vérifier que le premier paramètre et le deuxième paramètre sont respectivement compris dans des plages de valeurs de ces premier et deuxième paramètres pendant les tests de qualification de la turbomachine avant de procéder à l'analyse des mesures.

On comprend que le système selon l'invention permet de mettre en œuvre les différentes étapes du procédé selon l'invention. En particulier, le dispositif de détection met en œuvre l'étape de détection d'une période stable et l'éventuelle association d'un indicateur de stabilité, le dispositif de traitement des mesures met en œuvre l'étape de traitement des mesures, les capteurs et l'enregistreur mettent en œuvre l'étape d'enregistrement, et le dispositif d'analyse met en œuvre l'étape d'analyse. Ce dispositif comprend par exemple un ou plusieurs ordinateurs associés à un ou plusieurs programmes d'ordinateur.

Avantageusement, les capteurs et l'enregistreur sont embarqués au sein de l'aéronef tandis que le dispositif de détection et le dispositif d'analyse ne sont pas embarqués au sein de l'aéronef.

Par exemple, un ordinateur de bord et un programme d'ordinateur forment l'enregistreur, les capteurs étant reliés audit ordinateur de bord, tandis qu'un ou plusieurs ordinateurs au sol et un ou plusieurs programmes d'ordinateur forment le dispositif de détection et le dispositif d'analyse.

Avantageusement, le dispositif de traitement des mesures n'est également pas embarqué au sein de l'aéronef. Par exemple, un ou plusieurs ordinateurs(s) au sol et un ou plusieurs programmes(s) d'ordinateur forment le dispositif de traitement des mesures.

La transmission de l'enregistrement des mesures depuis l'enregistreur au dispositif de détection ou au dispositif de traitement des mesures est opérée à l'aide de moyens connus par l'homme du métier, comme par exemple une transmission par réseau, filaire ou non filaire, ou par support physique comme une carte mémoire.

L'invention concerne également un premier programme d'ordinateur comportant des instructions pour l'exécution de l'étape de détection d'une période stable du procédé selon l'invention lorsque ledit programme est exécuté par un ordinateur.

L'invention concerne également un second programme d'ordinateur utilisant les données générées par le premier programme d'ordinateur, comportant les instructions pour l'exécution de l'étape d'analyse du procédé.

5 Ces programmes peuvent utiliser n'importe quel langage de programmation, et être sous la forme de code source, code objet, ou de code intermédiaire entre le code source et le code objet, tel que dans une forme partiellement compilée, ou dans n'importe quelle autre forme souhaitable.

10 L'invention concerne également un support d'enregistrement lisible par ordinateur sur lequel est enregistré le premier programme d'ordinateur et/ou le second programme.

On comprend que le premier programme et le second programme peuvent être deux programmes distincts ou former deux sous-
15 programmes ou deux sous-parties d'un seul et même programme.

Le support d'enregistrement peut être n'importe quelle entité ou dispositif capable de stocker un programme. Par exemple, le support peut comporter un moyen de stockage, tel qu'une ROM, par exemple un CD-ROM ou une ROM de circuit microélectronique, ou encore un moyen
20 d'enregistrement magnétique, par exemple une disquette (« floppy disc ») ou un disque dur.

Alternativement, le support d'enregistrement peut être un circuit intégré dans lequel le programme est incorporé, le circuit étant adapté pour exécuter ou pour être utilisé dans l'exécution du procédé en
25 question.

BREVE DESCRIPTION DES DESSINS

L'invention et ses avantages seront mieux compris à la lecture de la description détaillée faite ci-après de différents modes de réalisation de l'invention donnés à titre d'exemples non limitatifs. Cette description
30 fait référence aux pages de figures annexées, sur lesquelles :

- la figure 1 représente un système de contrôle de la santé d'un turbomoteur d'hélicoptère, et
- la figure 2 représente un organigramme décrivant les différentes étapes du procédé de contrôle de la santé mis en œuvre par le
35 système de contrôle de la figure 1.

DESCRIPTION DETAILLEE D'EXEMPLES DE REALISATION

La figure 1 représente un hélicoptère 10 et un centre de maintenance 50 dudit hélicoptère 10.

L'hélicoptère 10 comprend un turbomoteur 12, un ordinateur de bord 14 et des capteurs 16a à 16l tandis que le centre de maintenance 50 comprend un ordinateur de contrôle 54. Les capteurs 16a à 16l et les ordinateurs 14 et 54 forment un système de contrôle 100 de la santé du turbomoteur 12.

Le turbomoteur 12 présente un générateur de gaz 12a, une turbine libre 12b, une vanne de décharge 12c et un générateur d'énergie électrique 12e pour fournir de l'énergie électrique à des équipements de l'hélicoptère autres que le turbomoteur 12 lui-même. Les flèches en trait discontinu indiquent le sens de l'écoulement des gaz au sein du turbomoteur 12. Par ailleurs, une vanne de prélèvement d'air 12d permet de réguler le débit de prélèvement d'air depuis le turbomoteur 12 vers d'autres équipements de l'hélicoptère 10.

Le capteur 16a mesure la vitesse de rotation de l'arbre du générateur de gaz 12a. Le capteur 16b mesure la vitesse de rotation de l'arbre de la turbine libre 12b. Le capteur 16c mesure le degré d'ouverture de la vanne de décharge 12. Le capteur 16d mesure le degré d'ouverture de la vanne de prélèvement d'air 12d. Le capteur 16e mesure la quantité d'énergie électrique prélevée au sein de la turbomachine 12 via le générateur électrique 12e. Le capteur 16f mesure le couple de l'arbre de la turbine libre 12b. Le capteur 16g mesure la température des gaz entre le générateur de gaz 12a et la turbine libre 12b.

Les capteurs 16f et 16g sont des capteurs de premiers paramètres relatifs au turbomoteur 12.

Le capteur 16h mesure la température extérieure, c'est-à-dire la température environnante de l'hélicoptère. Le capteur 16i mesure l'altitude de vol de l'hélicoptère. Le capteur 16j mesure la vitesse de l'hélicoptère par rapport à l'air environnant. Cette vitesse est également connue par l'homme du métier sous le nom de « vitesse indiquée » ou « indicated air speed ». Le capteur 16k détecte la présence de matériel optionnel comme par exemple un filtre à sable. Le capteur 16l est un capteur mesurant le roulis, le tangage et le cap de l'hélicoptère 10. Bien entendu, ce capteur comprend un seul capteur pour mesure chacun de ces trois paramètres, ou bien deux ou trois capteurs distincts.

Les capteurs 16a à 16e et 16h à 16l sont des capteurs de deuxièmes paramètres relatifs au turbomoteur 12, aux conditions de vol et aux équipements de l'hélicoptère 10.

Chaque ordinateur 14 et 54 comprend notamment un
5 processeur, une mémoire vive, une mémoire morte et une mémoire flash non volatile (non représentés). La mémoire morte de chacun des ordinateurs 14 et 54 forme un support d'enregistrement, lisible par le processeur et sur lequel est enregistré un ou plusieurs programme(s) d'ordinateur (par la suite « programme ») comportant des instructions
10 pour l'exécution des étapes du procédé de contrôle de la santé du turbomoteur 12 de l'hélicoptère 10 décrites ultérieurement en référence à la figure 2.

Dans cet exemple, un programme P1 est implémenté dans l'ordinateur de bord 14 et permet de mettre en œuvre l'étape E1 (cf. fig.2)
15 d'enregistrement des mesures du procédé de contrôle de la santé du turbomoteur 12 de l'hélicoptère 10. Un programme P2 est implémenté dans l'ordinateur de contrôle 54 et permet de mettre en œuvre l'étape E2 (cf. fig.2) de traitement des mesures. Un programme P3 est implémenté dans l'ordinateur de contrôle 54 et permet de mettre en œuvre l'étape E3
20 (cf. fig.2) de détection d'une période stable. Un programme P4 est implémenté dans l'ordinateur de contrôle 54 et permet de mettre en œuvre l'étape E4 (cf. fig.2) d'analyse des mesures pendant la période stable. Le programme P2 est un programme utilisant les données générées par le programme P1. Le programme P3 est un programme
25 utilisant les données générées par le programme P2. Le programme P4 est un programme utilisant les données générées par le programme P3.

Selon une variante, les programmes P2 et P3 ; P3 et P4 ; ou encore P2 et P3 et P4 peuvent être réunis en un seul et même programme.

30 Selon une autre variante, le programme P2 peut être implémenté dans l'ordinateur de bord 14, en plus du programme P1. Selon encore une autre variante, le programme P2 et le programme P3 peuvent être implémentés dans l'ordinateur de bord 14, en plus du programme P1. Selon encore une autre variante, les programme P2, P3 et P4 sont
35 implémentés dans l'ordinateur de bord 14, en plus du programme P1. Dans cette dernière variante, le procédé est mis en œuvre uniquement par

l'ordinateur de bord 14, pendant ou après le vol de l'hélicoptère (pour les étapes E2, E3 et E4), et l'ordinateur de contrôle 54 n'est pas utilisé pour le contrôle de la santé du turbomoteur 12. Ainsi, dans cette dernière variante, les programmes P1 et P2 ; P3 et P4 ; P1 et P2 et P3 ; P2 et P3 et P4 ; ou encore P1 et P2 et P3 et P4 peuvent être réunis au sein d'un seul et même programme.

De manière générale, si le procédé est utilisé pour optimiser les vols de l'aéronef, les programmes P2 à P4 sont avantageusement implémentés au sein de l'ordinateur de bord 14. Inversement, si le procédé est utilisé pour optimiser la maintenance, les programmes P2 à P4 sont avantageusement implémentés au sein de l'ordinateur de contrôle 54.

Dans le mode de réalisation représenté sur la figure 1, l'ordinateur de bord 14 forme un enregistreur pour enregistrer les mesures des capteurs 16a à 16l tandis que l'ordinateur de contrôle 54 forme un dispositif de détection, un dispositif de traitement de mesures et un dispositif d'analyse.

Le procédé de contrôle de la santé du turbomoteur 12 est décrit en référence à la figure 2. Le procédé commence (cf. « début ») lors de la mise en route de la turbomachine 12. Bien entendu, selon une variante, le procédé peut commencer plus tard, par exemple lorsque l'hélicoptère décolle.

Lorsque le procédé commence, l'étape E1 d'enregistrement des mesures commence. L'enregistrement des mesures à l'aide de l'ordinateur de bord 14 et des capteurs 16a à 16l commence ainsi dès la mise en route de la turbomachine 12, et s'achève lorsque la turbomachine 12 est arrêtée par le pilote. Bien entendu selon une variante, l'enregistrement peut être stoppé avant l'arrêt volontaire de la turbomachine 12, par exemple lorsque l'hélicoptère 10 atterrit.

Ainsi, dans l'exemple présent, les mesures sont enregistrées pendant toute la durée du vol de l'hélicoptère 10, ce vol étant un vol normal, c'est-à-dire un vol commercial ou de mission classique pour ce type d'appareil, du démarrage de la turbomachine 12 jusqu'à son arrêt par le pilote. Dans cet exemple, les mesures comprennent autant de séries de mesures au cours du temps pendant le vol que de capteurs, à savoir une série de mesures par paramètre. L'enregistrement des mesures comprend donc quatorze séries de mesures au cours du temps, mesurées par les

douze capteurs 16a à 16l, le capteur 16l mesurant trois paramètres à savoir le cap, le roulis et le tangage de l'hélicoptère. Ainsi, les paramètres suivants sont mesurés pendant le vol de l'hélicoptère 10 : la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz 12a, la vitesse de rotation de la turbine libre 12b, la température des gaz entre le générateur des gaz 12a et la turbine libre 12b, le couple de l'arbre de la turbine libre 12b, le degré d'ouverture de la vanne de décharge 12c, le degré d'ouverture de la vanne de prélèvement d'air 12d, la quantité d'énergie électrique prélevée au sein du turbomoteur via le générateur 12e, la température extérieure, l'altitude de vol, la vitesse de l'hélicoptère 10, et la présence de matériel optionnel ayant un impact sur les performances du turbomoteur 12.

Les mesures sont réalisées à une fréquence de 2 Hz (hertz) et sont synchronisées. Ainsi, toutes les 0.5 seconde l'ensemble des paramètres est mesuré, tous les paramètres au même instant, et les mesures enregistrées.

A la fin de l'étape E1, lorsque l'enregistrement des mesures est achevé, les mesures enregistrées (ou l'enregistrement des mesures) sont transmises depuis l'ordinateur de bord 14 vers l'ordinateur de contrôle 54. Cette étape de transmission des mesures peut être automatique par exemple lorsque la turbomachine 12 est arrêtée, par exemple via un réseau sans fil, ou bien nécessiter une intervention spécifique, par exemple le transfert physique d'une carte mémoire de l'ordinateur de bord 14 vers l'ordinateur de contrôle 54. Cette étape de transfert des mesures n'est pas illustrée sur la figure 2. On notera que cette étape n'est pas nécessaire dans la variante où l'ensemble du procédé est mis en œuvre par l'ordinateur de bord 14.

Ensuite l'étape de traitement des mesures E2 est exécutée. Dans cet exemple, les séries de mesures de tous les paramètres sont traités. Ainsi, les valeurs aberrantes sont ignorées dans l'ensemble des séries de mesures de chacun des paramètres mesurés, et chacune de ces séries est lissée. On notera que selon une variante cette étape E2 n'est pas exécutée, et que le programme P2 associé n'est pas implémenté dans l'ordinateur de contrôle 54.

Ensuite, on procède à l'étape E3 de détection d'une période stable. Dans cet exemple, on considère qu'une période est stable lorsque,

pendant une durée prédéterminée de 3 minutes, la dérivée de chacun des paramètres est nulle, ou considérée comme nulle, et si :

5 - la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz 12a est supérieure à une vitesse prédéterminée (ou deuxième vitesse prédéterminée), dans cet exemple égale à 89% de la vitesse de rotation maximum au décollage,

10 - l'altitude de vol est comprise entre une altitude minimum prédéterminée et une altitude maximum prédéterminée, dans cet exemple respectivement égales à 2000 pieds (environ 610 mètres) et 4000 pieds (environ 1220 mètres),

 - la vitesse de l'hélicoptère est comprise entre une vitesse minimum prédéterminée et une vitesse maximum prédéterminée, dans cet exemple respectivement égales à 130 nœuds (environ 241km/h) et 150 nœuds (environ 278km/h).

15 Bien entendu, selon des variantes, un unique critère ou un nombre réduit de critère parmi les critères mentionnés ci-avant peuvent être retenus pour déterminer si une période est stable. Par exemple, selon une variante, la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz n'est pas prise en considération pour déterminer la stabilité d'une période, ou
20 un autre critère est utilisé, comme par exemple une variation de 5% de la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz. Ceci permet par la suite, si plusieurs périodes stables sont identifiées, de sélectionner les périodes stables en fonction de la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz désirée.

25 On notera que le critère d'une vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz 12a supérieure à 89% de la vitesse de rotation maximum au décollage permet de détecter une période stable dans la majorité des cas de figures d'utilisation de la turbomachine. On peut bien entendu par la suite opérer une sélection parmi les périodes stables
30 détectées, par exemple en sélectionnant les périodes stables dans lesquelles la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz 12a est supérieure à 95% de la vitesse de rotation maximum au décollage. Bien entendu, selon une variante, on peut utiliser le critère « vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz 12a est supérieure à 95% de la
35 vitesse de rotation maximum au décollage » comme critère de stabilité (cf. deuxième vitesse prédéterminée).

Avantageusement, l'étape de détection de période stable E3 ne s'arrête pas à la première période stable détectée au cours de l'enregistrement, mais à la fin de l'enregistrement des mesures. Ainsi, on peut détecter plusieurs périodes stables au cours d'un même enregistrement des mesures. Un indicateur de stabilité est associé à chacune des périodes stables détectées.

Lorsqu'une période stable a été recherchée sur toute la durée de l'enregistrement des mesures, l'étape E3 est finie. Si aucune période stable n'a été détectée (« non » après l'étape E3), le procédé de contrôle de la santé du turbomoteur 12 prend fin (« fin » sur la figure 2). Si une ou plusieurs périodes stables a/ont été détectée(s), l'enregistrement des mesures pendant la période stable présentant l'indicateur de stabilité le plus élevé est analysé au cours de l'étape E4. Bien entendu, selon une variante, plusieurs périodes stables peuvent être analysées, par exemple les périodes présentant un indicateur de stabilité supérieur à un indicateur prédéterminé.

Dans cet exemple, au cours de l'étape E4 d'analyse des mesures pendant une période stable, les mesures de l'ensemble des paramètres mesurés à l'étape E1 sont analysées. Si la période stable est plus longue que la durée prédéterminée (dans cet exemple 3 minutes), l'analyse des mesures peut être effectuée sur seulement la durée prédéterminée, ou bien sur toute la durée effective de la période stable.

Dans cet exemple, l'analyse des mesures est une analyse classique connue de l'homme du métier.

A la fin de l'analyse des mesures pendant la période stable, un ou plusieurs indicateurs de la santé du turbomoteur 12, par exemple une marge en couple de l'arbre de la turbine libre 12b et une marge en température entre le générateur de gaz 12a et la turbine libre 12b sont édités.

Lorsque la période stable a été analysée, le procédé de contrôle de la santé du turbomoteur 12 prend fin (cf. « fin » sur la figure 2).

Bien que la présente invention ait été décrite en se référant à des exemples de réalisation spécifiques, il est évident que des modifications et des changements peuvent être effectués sur ces exemples sans sortir de la portée générale de l'invention telle que définie par les revendications. En particulier, des caractéristiques individuelles des

différents modes de réalisation illustrés/mentionnés peuvent être combinées dans des modes de réalisation additionnels. Par conséquent, la description et les dessins doivent être considérés dans un sens illustratif plutôt que restrictif.

- 5 En particulier, bien que le procédé et le système de contrôle de la santé décrit dans la description détaillée sont appliqués à un turbomoteur d'hélicoptère, l'invention est applicable à toute turbomachine de tout aéronef, notamment à un turboréacteur d'avion.

- 10 Par ailleurs, si l'aéronef comprend plusieurs turbomachines, le procédé peut être appliqué à une seule de ces turbomachines, ou bien à plusieurs ou toutes les turbomachines de cet aéronef. Avantageusement, on déterminera qu'une période est stable lorsque, sur une durée prédéterminée, les critères de stabilité sont remplis par chacune des turbomachines (i.e. au moins un même deuxième paramètre pour chacune
15 des turbomachines vérifie les critères de stabilité).

- De plus, les critères de stabilité décrits dans la description détaillée sont des exemples non limitatifs. Bien entendu, tout autre critère peut être appliqué. De même, il est possible de ne retenir qu'un nombre limité de paramètres vérifiant les critères de stabilité. Notamment, le
20 prélèvement d'énergie électrique est facultatif.

- Selon une variante, l'étape d'enregistrement des mesures n'est pas comprise dans le procédé de contrôle de la santé d'une turbomachine d'aéronef. Dans ce cas, le procédé comprend une étape où on fournit un enregistrement de mesures de premier(s) et deuxième(s) paramètres.
25 Bien entendu, dans ce cas, le système de contrôle de la santé d'une turbomachine d'aéronef ne comprend pas de capteur ni d'enregistreur.

REVENDEICATIONS

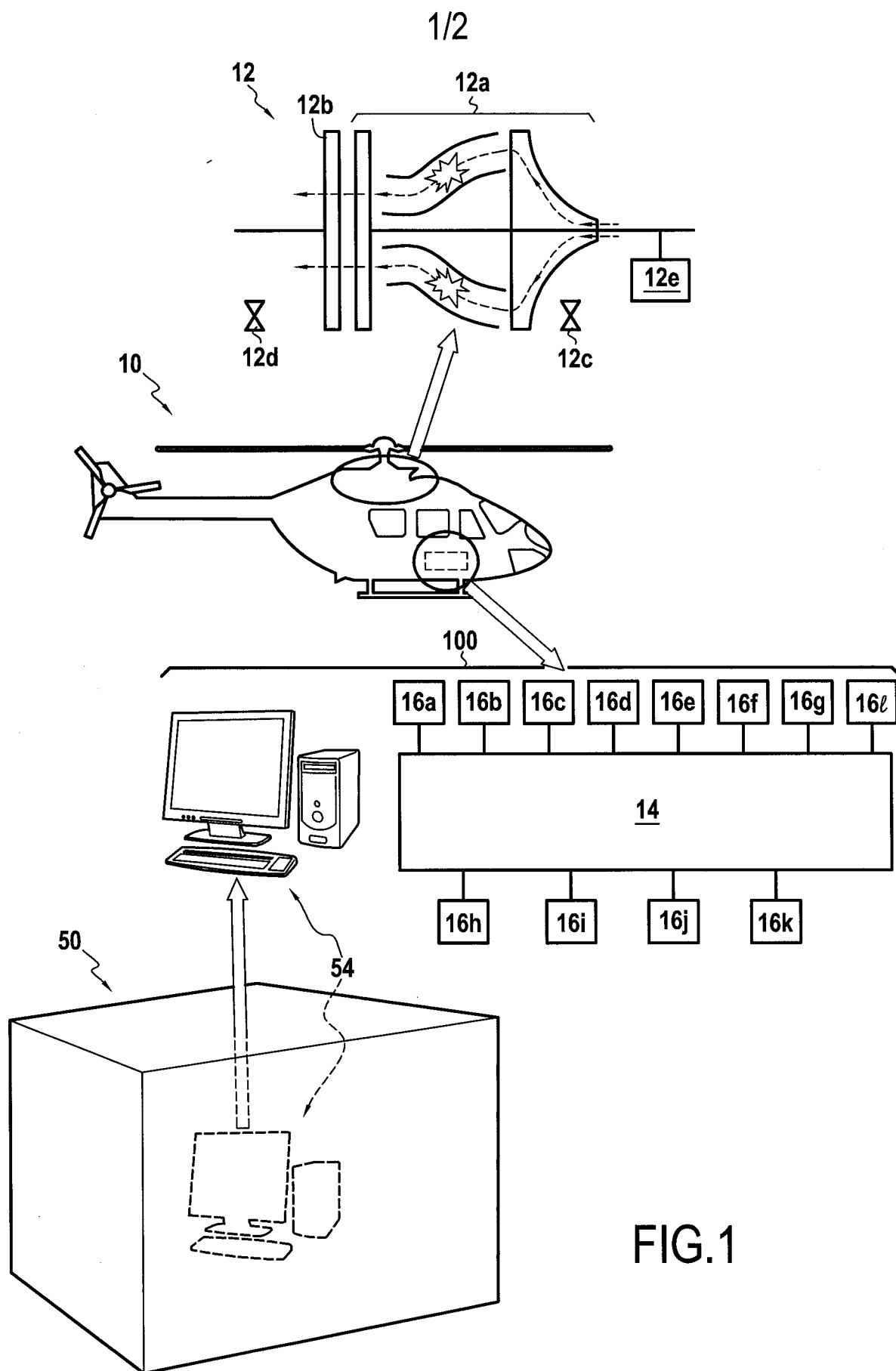
1. Procédé de contrôle de la santé d'une turbomachine (12) d'aéronef (10), ledit procédé étant caractérisé en ce qu'il
5 comprend une étape (E3) de détection d'une période parmi des mesures d'au moins un premier paramètre relatif à la turbomachine (12) et d'au moins un deuxième paramètre relatif aux conditions de vol dudit aéronef (10), aux équipements de l'aéronef (10) et/ou à la turbomachine (12) enregistrées au cours
10 du temps pendant un vol normal dudit aéronef (10), dite période stable, pendant laquelle au moins le deuxième paramètre est sensiblement stable pendant une durée prédéterminée, au moins les mesures du premier paramètre pendant ladite période stable étant destinées à être analysées afin de déterminer l'état de
15 fonctionnement de la turbomachine.
2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel un indicateur de stabilité est associé à chacune des périodes stables détectées.
3. Procédé selon la revendication 1 ou 2, comprenant, avant l'étape de détection d'une période stable (E3), une étape (E2) de
20 traitement des mesures au cours de laquelle les valeurs aberrantes d'au moins les mesures du deuxième paramètre sont ignorées et/ou au moins les mesures du deuxième paramètre sont lissées.
4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, comprenant, avant l'étape de détection d'une période stable (E3) et avant l'éventuelle étape de traitement des mesures (E2), une
25 étape (E1) d'enregistrement au cours du temps pendant un vol normal dudit aéronef (10) des mesures du premier paramètre et des mesures du deuxième paramètre.
- 30 5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, comprenant, après l'étape de détection d'une période stable (E3), lorsqu'une période stable a été détectée, une étape (E4) d'analyse des mesures des premier et deuxième paramètres enregistrées pendant ladite période stable, un ou plusieurs indicateurs
35 représentatifs de l'état de fonctionnement de la turbomachine (12) étant fournis par ladite analyse.

- 5 6. Procédé selon la revendication 5, dans lequel la turbomachine (12) comprend un générateur de gaz (12a), le deuxième paramètre comprenant au moins la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz (12a), dans lequel on vérifie que la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz est supérieure à une vitesse prédéterminée, par exemple 95% de la vitesse de rotation maximum au décollage, sur toute la période stable avant de procéder à l'étape (E4) d'analyse des mesures.
- 10 7. Procédé selon la revendication 5 ou 6, dans lequel on vérifie que le premier paramètre et le deuxième paramètre sont respectivement compris dans des plages de valeurs de ces premier et deuxième paramètres pendant les tests de qualification de la turbomachine avant de procéder à l'étape (E4) d'analyse des mesures.
- 15 8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, dans lequel le ou les deuxièmes paramètres comprennent au moins un paramètre choisi parmi la température extérieure, l'altitude de vol, la vitesse de l'aéronef, le roulis de l'aéronef, le tangage de l'aéronef, le cap de l'aéronef, la présence de matériel optionnel ayant un impact sur les performances de la turbomachine (12), le degré d'ouverture ou de fermeture d'une vanne de décharge (12c) de la turbomachine (12), le degré d'ouverture ou de fermeture d'une vanne de prélèvement d'air (12d) ou le débit d'air prélevé au sein de la turbomachine (12), la quantité d'énergie électrique prélevée au sein de la turbomachine (12).
- 20 9. Procédé selon la revendication 8, dans lequel on détermine qu'une période est stable lorsque pendant toute la durée prédéterminée la vitesse de l'aéronef est comprise entre une vitesse minimale prédéterminée et une vitesse maximale prédéterminée et/ou l'altitude de vol est comprise entre une altitude minimum prédéterminée et une altitude maximum prédéterminée.
- 25 30 10. Procédé selon la revendication 8 ou 9, dans lequel on détermine qu'une période est stable lorsque pendant toute la durée prédéterminée le roulis, le tangage et le cap de l'aéronef varient chacun de moins d'une amplitude prédéterminée, par exemple 5°.
- 35

11. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, dans lequel la turbomachine (12) comprend un générateur de gaz (12a) et une turbine libre (12b), le ou les premiers paramètres comprenant au moins un paramètre choisi parmi le couple de l'arbre de la turbine libre (12b) et la température des gaz entre le générateur de gaz (12a) et la turbine libre (12b).
12. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, dans lequel la turbomachine (12) comprend un générateur de gaz (12a) et une turbine libre (12b), le ou les deuxièmes paramètres comprenant au moins un paramètre choisi parmi la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz (12a) et la vitesse de rotation de la turbine libre (12b).
13. Système (100) de contrôle de la santé d'une turbomachine (12) d'aéronef (10), ledit système étant caractérisé en ce qu'il comprend un dispositif de détection (54) pour détecter une période parmi des mesures d'au moins un premier paramètre relatif à la turbomachine (12) et d'au moins un deuxième paramètre relatif aux conditions de vol dudit aéronef (10), aux équipements de l'aéronef (10) et/ou à la turbomachine (12) enregistrées au cours du temps pendant un vol normal dudit aéronef (10), dite période stable, pendant laquelle au moins le deuxième paramètre est sensiblement stable pendant une durée prédéterminée, au moins les mesures du premier paramètre pendant ladite période stable étant destinées à être analysées afin de déterminer l'état de fonctionnement de la turbomachine.
14. Système (100) selon la revendication 13, dans lequel le dispositif de détection (54) est configuré pour associer un indicateur de stabilité à chacune des périodes stables détectées.
15. Système (100) selon la revendication 13 ou 14 comprenant un dispositif de traitement des mesures (54) configuré pour ignorer les valeurs aberrantes d'au moins les mesures du deuxième paramètre et/ou pour lisser au moins les mesures du deuxième paramètre.
16. Système (100) selon l'une quelconque des revendications 13 à 15, comprenant des capteurs (16a-16l) pour respectivement mesurer au cours du temps pendant un vol normal dudit aéronef

- (10) le premier paramètre et le deuxième paramètre, un enregistreur (14) pour enregistrer les mesures desdits capteurs (16a-16l) au cours du temps pendant le vol de l'aéronef (10), et un dispositif d'analyse (54) pour exécuter, lorsqu'une période stable a été détectée, une analyse des mesures des premier et deuxième paramètres enregistrées pendant ladite période stable, un ou plusieurs indicateurs représentatifs de l'état de fonctionnement de la turbomachine (12) étant fournis par ladite analyse.
- 5
- 10 17. Système (100) selon la revendication 16, dans lequel le dispositif d'analyse (54) est configuré pour vérifier que la vitesse de rotation de l'arbre de générateur de gaz est supérieure à une vitesse prédéterminée, par exemple 95% de la vitesse de rotation maximum au décollage, sur toute la période stable avant de
- 15 procéder à l'analyse des mesures.
18. Système selon la revendication 16 ou 17, dans lequel le dispositif d'analyse (54) est configuré pour vérifier que le premier paramètre et le deuxième paramètre sont respectivement compris dans des plages de valeurs de ces premier et deuxième
- 20 paramètres pendant les tests de qualification de la turbomachine avant de procéder à l'analyse des mesures.
19. Système (100) selon l'une quelconque des revendications 16 à 18 dans lequel les capteurs (16a-16l) et l'enregistreur (14) sont embarqués au sein l'aéronef (10) tandis que le dispositif de
- 25 détection (54) et le dispositif d'analyse (54) ne sont pas embarqués au sein de l'aéronef (10).
20. Programme d'ordinateur comportant des instructions pour l'exécution de l'étape de détection d'une période stable (E3) du procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 12 lorsque
- 30 ledit programme est exécuté par un ordinateur (54).
21. Programme d'ordinateur utilisant les données générées par le programme d'ordinateur selon la revendication 20, comportant les instructions pour l'exécution de l'étape d'analyse (E4) du procédé selon la revendication 5 et l'une quelconque des revendications 1
- 35 à 12.

22. Support d'enregistrement lisible par ordinateur sur lequel est enregistré le programme d'ordinateur selon la revendication 20 et/ou le programme d'ordinateur selon la revendication 21.



2/2

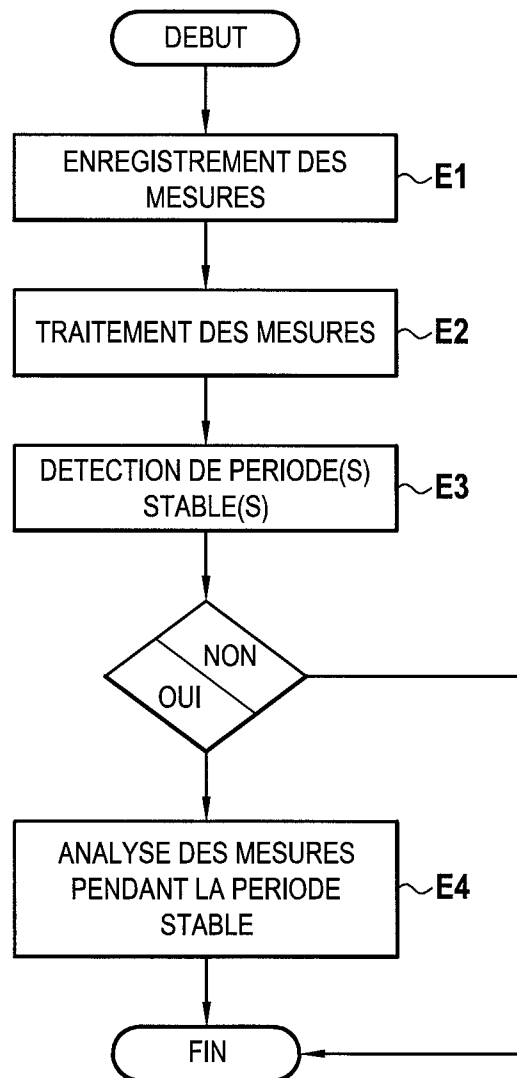


FIG.2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2014/050516

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. G01M15/02 G01M15/14 B64F5/00
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

G01M B64F

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	WO 2012/120218 A2 (SNECMA [FR]; GUEIT NICOLAS MARIE PIERRE [FR]; GODEL FRANCK [FR]; PONTA) 13 September 2012 (2012-09-13) page 4, lines 16-20 page 8, lines 5-15; claims 1,3 -----	1-22
A	FR 2 971 054 A1 (EADS EUROP AERONAUTIC DEFENCE [FR]; EUROCOPTER FRANCE [FR]) 3 August 2012 (2012-08-03) claims 1,5 -----	1-22



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

14 May 2014

Date of mailing of the international search report

30/05/2014

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Cilissen, Marcel

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2014/050516

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
WO 2012120218 A2	13-09-2012	CA 2828704 A1	13-09-2012
		CN 103443726 A	11-12-2013
		EP 2684099 A2	15-01-2014
		FR 2972505 A1	14-09-2012
		US 2014000352 A1	02-01-2014
		WO 2012120218 A2	13-09-2012

FR 2971054 A1	03-08-2012	EP 2671061 A1	11-12-2013
		FR 2971054 A1	03-08-2012
		US 2013307703 A1	21-11-2013
		WO 2012104539 A1	09-08-2012

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2014/050516

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. G01M15/02 G01M15/14 B64F5/00 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) G01M B64F		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	WO 2012/120218 A2 (SNECMA [FR]; GUEIT NICOLAS MARIE PIERRE [FR]; GODEL FRANCK [FR]; PONTA) 13 septembre 2012 (2012-09-13) page 4, ligne 16-20 page 8, ligne 5-15; revendications 1,3 -----	1-22
A	FR 2 971 054 A1 (EADS EUROP AERONAUTIC DEFENCE [FR]; EUROCOPTER FRANCE [FR]) 3 août 2012 (2012-08-03) revendications 1,5 -----	1-22
☐ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités:		
"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée	"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets	
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale	
14 mai 2014	30/05/2014	
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Cilissen, Marcel

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2014/050516

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
WO 2012120218 A2	13-09-2012	CA 2828704 A1	13-09-2012
		CN 103443726 A	11-12-2013
		EP 2684099 A2	15-01-2014
		FR 2972505 A1	14-09-2012
		US 2014000352 A1	02-01-2014
		WO 2012120218 A2	13-09-2012

FR 2971054 A1	03-08-2012	EP 2671061 A1	11-12-2013
		FR 2971054 A1	03-08-2012
		US 2013307703 A1	21-11-2013
		WO 2012104539 A1	09-08-2012
