

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle  
Bureau international



(43) Date de la publication internationale  
8 décembre 2011 (08.12.2011)

(10) Numéro de publication internationale  
**WO 2011/151602 A1**

PCT

(51) Classification internationale des brevets :  
F01D 11/24 (2006.01)

Robert [FR/FR]; 8, rue des Capucines, F-91630 Marolles En Hurepoix (FR).

(21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/FR2011/051261

(74) Mandataires : **BOURA, Olivier** et al.; Cabinet BEAU DE LOMENIE, 158 Rue de l'Université, F-75340 Paris Cedex 07 (FR).

(22) Date de dépôt international :  
1 juin 2011 (01.06.2011)

(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, 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, IS, JP, KE, KG, KM, 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, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, 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.

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :  
1054366 3 juin 2010 (03.06.2010) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :  
SNECMA [FR/FR]; 2 Boulevard du Général Martial Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) :  
**BONNEAU, Damien** [FR/FR]; 9 quai Maréchal Foch, F-77000 Melun (FR). **CROIXMARIE, Marc** [FR/FR]; 3 Place de l'Eglise, F-91830 Auvernaux (FR). **DENECE, Franck, Roger, Denis** [FR/FR]; 42, rue des Tiphoinés, F-91240 Saint Michel Sur Orge (FR). **GAULLY, Bruno**,

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, 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,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : METHOD AND SYSTEM FOR CONTROLLING THE CLEARANCE AT THE BLADE TIPS OF A TURBINE ROTOR

(54) Titre : PROCEDE ET SYSTEME DE PILOTAGE DE JEU EN SOMMET D'AUBES DE ROTOR DE TURBINE

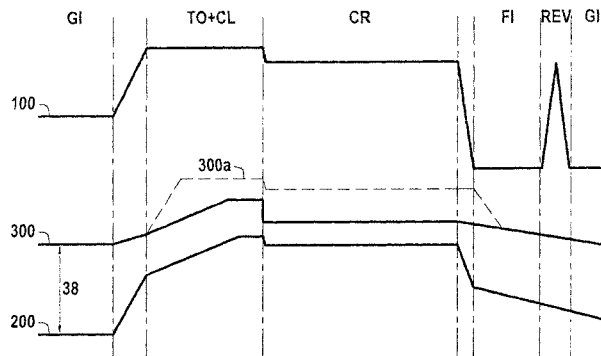


FIG.3

(57) Abstract : The invention relates to a method for controlling the clearance (38) between the tips of mobile blades of a turbine rotor of an aeroplane gas-turbine engine and a turbine shroud of an outer casing surrounding the blades, the method consisting of controlling, according to the operating speed of the engine, a valve arranged in an air conduit opening at a compressor stage of the engine and leading into a control housing arranged around the outer surface of the turbine shroud and supplied with air coming only from said compressor stage. The valve is opened in order to cool the turbine shroud during a high-speed operating phase (TO+CL) which corresponds to the take-off and climb phases of an aeroplane propelled by the engine and during a nominal-speed phase (CR) following the high-speed phase and corresponding to the cruise phase of the aeroplane. The invention also relates to a system for implementing such a method.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]



WO 2011/151602 A1



SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

— avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h)

**Publiée :**

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

---

L'invention concerne un procédé de pilotage de jeu (38) entre, d'une part, des sommets d'aubes mobiles d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine d'un carter externe entourant les aubes, le procédé consistant à commander, en fonction du régime de fonctionnement du moteur, une vanne disposée dans un conduit d'air s'ouvrant au niveau d'un étage de compresseur du moteur et débouchant dans un boîtier de pilotage disposé autour de la surface externe de l'anneau de turbine et alimenté en air provenant uniquement dudit étage de compresseur. La vanne est ouverte pour refroidir l'anneau de turbine lors d'une phase de régime élevé (TO+CL) correspondant au décollage et à l'ascension d'un avion propulsé par le moteur et lors d'une phase de régime nominal (CR) succédant à la phase de régime élevé et correspondant au vol de croisière de l'avion. L'invention concerne également un système de mise en œuvre d'un tel procédé.

Procédé et système de pilotage de jeu en sommet d'aubes de rotor de turbine

Arrière-plan de l'invention

5 La présente invention se rapporte au domaine général des turbines de turbomachines pour moteurs aéronautiques à turbine à gaz. Elle vise plus précisément le pilotage du jeu entre, d'une part, les sommets d'aubes mobiles d'un rotor de turbine et, d'autre part, un anneau de turbine d'un carter externe entourant les aubes.

10 Pour augmenter la performance d'une turbine, il est connu de minimiser autant que possible le jeu existant entre le sommet des aubes de la turbine et l'anneau qui les entoure. Ce jeu en sommet d'aube est dépendant des différences de variations dimensionnelles entre les parties tournantes (disque et aubes formant le rotor de turbine) et les parties fixes (carter externe dont l'anneau de turbine qu'il comprend). Ces  
15 variations dimensionnelles sont à la fois d'origine thermique (liées aux variations de température des aubes, du disque et du carter) et d'origine mécanique (notamment liées à l'effet de la force de centrifuge s'exerçant sur le rotor de turbine).

20 Pour minimiser ce jeu, il est connu de recourir à des systèmes de pilotage actif. Ces systèmes fonctionnent généralement en dirigeant sur la surface externe de l'anneau de turbine de l'air frais prélevé au niveau d'un compresseur et/ou de la soufflante de la turbomachine. L'air frais envoyé sur la surface externe de l'anneau de turbine a pour effet de refroidir ce dernier et ainsi limiter sa dilatation thermique. Un tel pilotage  
25 actif est contrôlé par exemple par le système de régulation pleine autorité (ou FADEC) de la turbomachine et est fonction des différents régimes de fonctionnement de celle-ci.

30 Le document EP 1,860,281 décrit un exemple de système de pilotage actif dans lequel de l'air prélevé au niveau de la soufflante de la turbomachine vient refroidir l'anneau de turbine lors des phases de vol en croisière. Un tel système présente cependant de nombreux inconvénients comme son encombrement important dans la nacelle de la turbomachine, la forte dépendance de son efficacité aux conditions aérothermiques existant dans la nacelle, et les pertes de performance liées au prélèvement  
35 du débit d'air au niveau de la soufflante qui ne participe pas à la poussée.

Un autre système de pilotage actif connu consiste à prélever de l'air au niveau de deux étages différents du compresseur de la turbomachine et de moduler le débit de chacun de ces prélèvements pour régler la température du mélange à diriger sur la surface externe de l'anneau de turbine. Bien qu'efficace, un tel système présente le désavantage d'avoir recours à une vanne complexe et encombrante pour moduler le débit d'air de refroidissement. En particulier, dans le cas d'une application à une turbomachine de petite dimension, l'utilisation d'une telle vanne n'est pas optimale en termes de masse et de coût.

10

#### Objet et résumé de l'invention

La présente invention a donc pour but principal de pallier de tels inconvénients en proposant une solution de pilotage actif qui soit minimaliste en termes de masse et de coût.

15

Ce but est atteint grâce à un procédé de pilotage de jeu entre, d'une part, des sommets d'aubes mobiles d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine d'un carter externe entourant les aubes, le procédé consistant à commander, en fonction du régime de fonctionnement du moteur, une vanne disposée dans un conduit d'air s'ouvrant au niveau d'un étage de compresseur du moteur et débouchant dans un boîtier de pilotage disposé autour de la surface externe de l'anneau de turbine, ledit boîtier de pilotage étant alimenté en air provenant uniquement dudit étage de compresseur. Conformément à l'invention, la vanne est ouverte pour refroidir l'anneau de turbine du carter externe lors d'une phase de régime élevé correspondant au décollage et à l'ascension d'un avion propulsé par le moteur et lors d'une phase de régime nominal succédant à la phase de régime élevé et correspondant au vol de croisière dudit avion.

20

Corrélativement, l'invention a pour objet un système de pilotage de jeu entre, d'une part, des sommets d'aubes mobiles d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine d'un carter externe entourant les aubes, le système comprenant un conduit d'air destiné à s'ouvrir au niveau d'un étage de compresseur du moteur et à déboucher dans un boîtier de pilotage disposé autour de la surface externe de l'anneau de turbine et destiné à être alimenté en air provenant uniquement dudit étage de compresseur, une vanne disposée

35

5 dans le conduit d'air, et un circuit apte à commander la vanne pour l'ouvrir lors d'une phase de régime élevé correspondant au décollage et à l'ascension d'un avion propulsé par le moteur et lors d'une phase de régime nominal succédant à la phase de régime élevé et correspondant au vol de croisière dudit avion.

Par régime élevé, on entend ici un régime supérieur au régime nominal de fonctionnement de la turbomachine. Dans un moteur d'avion à turbine à gaz, le régime nominal est le régime de point de croisière en vol adopté pendant la plus grande partie du vol, et le régime élevé est un régime supérieur au régime de point de croisière en vol utilisé notamment pendant la phase de décollage et d'ascension de l'avion.

L'invention est remarquable notamment en ce qu'elle utilise un seul prélèvement d'air au niveau du compresseur qui garantit un différentiel de pression suffisant pour assurer un débit d'air frais vers l'anneau de turbine (le boîtier de pilotage ne présente qu'une seule et unique source d'alimentation en air). En outre, cet air prélevé au niveau de compresseur est déchargé uniquement dans le boîtier de pilotage et ne vient pas alimenter d'autres organes du moteur. Aussi, lorsque la vanne est fermée, aucun air n'est effectivement prélevé dans le compresseur ce qui limite les pertes de charge au sein de celui-ci. De la sorte, il est possible de minimiser les conduits d'air et les prises d'air dans le moteur, et d'avoir recours à une vanne la plus simple possible (en termes de structure et de commande). Il en résulte un système de pilotage de faible coût et de masse peu élevée.

25 De préférence, la vanne est fermée lors d'une phase de régime de ralenti en vol succédant à la phase de régime nominal et correspondant à la phase d'approche de l'avion avant son atterrissage.

Toujours de préférence, la vanne est fermée lors d'une phase de régime de ralenti au sol précédant la phase de régime nominal et correspondant à la phase de taxi de l'avion avant son décollage.

30 Le régime de ralenti est un régime inférieur au régime nominal de fonctionnement de la turbomachine. Dans un moteur d'avion à turbine à gaz, le régime de ralenti est donc un régime inférieur au régime de point de croisière en vol.

35 Avantagement, le débit d'air débouchant vers la surface externe de l'anneau de turbine est progressivement diminué lors d'une

transition entre la phase de régime élevé et la phase de régime nominal. Dans le cas d'une vanne à position régulée, une telle diminution progressive du débit d'air peut être obtenue en fermant progressivement la vanne. Dans le cas d'une vanne tout ou rien, la diminution progressive  
5 du débit d'air peut être obtenue en alternant les phases d'ouverture et de fermeture de la vanne.

L'invention a encore pour objet un moteur d'avion à turbine à gaz comprenant un système de pilotage de jeu tel que défini précédemment.

10

#### Brève description des dessins

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  
15 caractère limitatif. Sur les figures :

- la figure 1 est une vue schématique et en coupe longitudinale d'un moteur d'avion à turbine à gaz équipé d'un système de pilotage selon l'invention ;

20 - la figure 2 est une vue agrandie du moteur de la figure 1 montrant notamment la turbine haute-pression de celui-ci ;

- la figure 3 montre des courbes illustrant une variation du régime de fonctionnement et les variations correspondantes de dimension radiale du rotor et du stator dans un moteur d'avion à turbine à gaz ; et

25 - les figures 4A à 4C montrent des courbes représentatives d'exemples de commande d'une vanne tout ou rien utilisée dans un exemple de réalisation du système de pilotage selon l'invention.

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

La figure 1 représente de façon schématique un turboréacteur  
30 10 du type à double flux et double corps auquel s'applique en particulier l'invention. Bien entendu, l'invention n'est pas limitée à ce type particulier de moteur d'avion à turbine à gaz.

De façon bien connue, le turboréacteur 10 d'axe longitudinal X-X comprend notamment une soufflante 12 qui délivre un flux d'air dans une  
35 veine d'écoulement de flux primaire 14 et dans une veine d'écoulement de flux secondaire 16 coaxiale à la veine de flux primaire. D'amont en aval

dans le sens d'écoulement du flux gazeux le traversant, la veine d'écoulement de flux primaire 14 comprend un compresseur basse-pression 18, un compresseur haute-pression 20, une chambre de combustion 22, une turbine haute-pression 24 et une turbine basse-pression 26.

Comme représenté plus précisément par la figure 2, la turbine haute-pression 24 du turboréacteur comprend un rotor formé d'un disque 28 sur lequel sont montées une pluralité d'aubes mobiles 30 disposées dans la veine d'écoulement du flux primaire 14. Le rotor est entouré par un carter de turbine 32 comprenant un anneau de turbine 34 porté par un carter externe de turbine 36 par l'intermédiaire d'entretoises de fixation 37.

L'anneau de turbine 34 peut être formé d'une pluralité de secteurs ou segment adjacents. Du côté interne, il est muni d'une couche 34a de matériau abrasable et entoure les aubes 30 du rotor en ménageant avec les sommets 30a de celles-ci un jeu 38.

Conformément à l'invention, il est prévu un système permettant de piloter le jeu 38 en diminuant, de manière commandée, le diamètre interne du carter externe de turbine 36.

A cet effet, un boîtier de pilotage 40 est disposé autour du carter externe de turbine 36. Ce boîtier reçoit de l'air frais au moyen d'un conduit d'air 42 s'ouvrant à son extrémité amont dans la veine d'écoulement du flux primaire au niveau de l'un des étages du compresseur haute-pression 20 (par exemple au moyen d'une écope connue en soi et non représentée sur les figures). En particulier, le boîtier de pilotage n'est alimenté en air que par ce seul prélèvement au niveau du compresseur (il n'y a pas d'autres sources d'air venant alimenter le boîtier).

L'air frais circulant dans le conduit d'air 42 est entièrement déchargé sur le carter externe de turbine 36 (par exemple à l'aide d'une multiperforation des parois du boîtier de pilotage 40) provoquant un refroidissement de celui-ci et donc une diminution de son diamètre interne. En particulier, l'air prélevé au niveau de l'étage du compresseur haute-pression ne vient pas alimenter d'autres organes que le boîtier de pilotage.

Comme représenté sur la figure 1, une vanne 44 est disposée dans le conduit d'air 42. Cette vanne est commandée par le système de régulation pleine autorité (ou FADEC) 46 du turboréacteur en fonction des régimes de fonctionnement du turboréacteur.

5 En commandant la vanne 44 en fonction des différentes phases de vol de l'avion, il est ainsi possible de faire varier au cours d'une mission le diamètre interne du carter externe de turbine 36 - et donc le diamètre interne de l'anneau de turbine 34 - et par conséquent de piloter le jeu 38 existant entre l'anneau de turbine et le sommet des aubes 30 du rotor de la turbine haute-pression.

10 La figure 3 représente la variation de ce jeu 38 au cours d'une mission type de l'avion telle qu'elle est obtenue par le système et le procédé de pilotage selon l'invention.

Sur cette figure sont représentées différentes courbes, à savoir :  
15 une courbe 100 illustrant le régime de rotation du corps haute-pression du turboréacteur, une courbe 200 illustrant le diamètre externe du rotor de la turbine haute-pression (disque 28 et aubes 30), une courbe 300 illustrant le diamètre interne du stator de la turbine haute-pression (carter externe de turbine 36 et anneau de turbine 34) tel que contrôlé par le système de pilotage selon l'invention, et une courbe 300<sub>a</sub> (en pointillés) illustrant le  
20 diamètre interne du stator tel qu'il serait en l'absence de pilotage.

Ces différentes courbes sont représentées en fonction des différentes phases de fonctionnement du turboréacteur représentatives d'une mission type, à savoir : une phase GI de ralenti au sol  
25 (correspondant à la phase de taxi de l'avion avant son décollage), suivie d'une phase TO+CL de régime élevé (correspondant au décollage et à l'ascension de l'avion), suivie d'une phase CR de régime nominal (correspondant au régime de point de croisière en vol), suivie d'une phase FI de ralenti vol (correspondant à l'approche de l'avion avant son  
30 atterrissage), suivie d'une phase REV d'inversion de poussée (correspondant au freinage de l'avion au sol), suivie d'une nouvelle phase GI de ralenti au sol.

Comme représenté par la courbe 100, on notera que la phase TO+CL de régime élevé se déroule à un régime supérieur au régime nominal du turboréacteur (phase CR). Les phases de ralenti (au sol et en  
35 vol) se déroulent à des régimes inférieurs au régime nominal du

turboréacteur, la phase FI de ralenti vol ayant un régime également inférieur à celui de la phase GI de ralenti au sol. On notera également que la phase CR de régime nominal est adoptée pendant la plus grande partie de la mission.

5 Le pilotage de la vanne 44 selon l'invention est le suivant :

- Lors de la phase GI de ralenti au sol, la vanne est fermée et le diamètre interne du stator reste sensiblement inchangé. Pendant la phase de transition entre la phase GI et la phase TO+CL, la vanne est toujours fermée et le stator est libre de se dilater sous l'effet de l'air chaud dans la  
10 veine d'écoulement de flux primaire. Pendant cette même phase de transition, on notera que le rotor commence à se dilater mécaniquement sous l'effet de la force centrifuge.

- Pendant la phase TO+CL de régime élevé, la vanne 44 est ouverte, ce qui refroidit le stator et, par conséquent, diminue son diamètre  
15 interne. Le jeu est faible et fortement réduit par rapport à ce qu'il serait en l'absence de pilotage. Il en résulte pendant cette phase un fort gain en performances. On notera que l'ouverture de la vanne intervient plus précisément une fois le point de pincement passé, c'est-à-dire une fois atteint le point de transition entre la phase de dilatation mécanique du  
20 rotor et la phase de dilatation thermique du rotor.

- Lors de la phase CR de régime nominal, la vanne 44 est maintenue ouverte pour refroidir le stator et obtenir ainsi un faible jeu, ce qui est bénéfique pour les performances du moteur.

On notera qu'en fin de phase TO+CL, lors de la transition vers  
25 la phase CR de régime nominal, le débit d'air dirigé vers le stator est progressivement diminué. On notera également qu'au cours de la phase CR, ce même débit d'air peut être plus ou moins important selon l'altitude de vol. Différentes façons d'obtenir une diminution du débit d'air seront détaillées ultérieurement en liaison avec la figure 4.

- Pendant la phase FI de ralenti vol, la vanne 44 est à nouveau fermée de sorte que le stator est libre de se dilater sous l'effet de l'air chaud s'écoulant dans la veine d'écoulement de flux primaire. Le jeu s'ouvre pendant cette phase d'approche de l'avion avant son atterrissage afin de parer à un imprévu nécessitant un redécollage (et donc une remise  
35 à régime élevé).

- Enfin, pendant les phases d'inversion de poussée REV et de ralenti au sol GI, la vanne 44 est maintenue fermée.

5 Différentes structures de vanne peuvent être utilisées pour la mise en œuvre d'un tel pilotage de jeu. La vanne 44 peut être du type à débit régulé (par commande du FADEC), ce qui facilite le contrôle du débit d'air dirigé vers le stator notamment en fin de phase TO+CL et en phase CR.

10 Toutefois, pour des raisons de coût et de fiabilité, il est avantageux d'avoir recours à une vanne du type tout ou rien. Pour obtenir une modulation du débit d'air dirigé vers le stator avec ce type de vanne, il est possible d'alterner les phases d'ouverture et de fermeture de la vanne.

15 Les figures 4A à 4C représentent différents débits pouvant être obtenus avec une telle commande de la vanne tout ou rien. Sur ces figures sont représentés des signaux en créneaux illustrant, en ordonnées, la position de la vanne (0 = vanne ouverte et 1 = vanne fermée), et en abscisses, le temps  $t$ . Les courbes  $C_a$  à  $C_c$  illustrent le débit d'air moyen délivré par la vanne selon les différents temps d'ouverture de celle-ci : plus la vanne est ouverte longtemps (à chaque cycle d'ouverture), plus le  
20 débit d'air moyen délivré par la vanne est élevé (et inversement).

De la sorte, on comprend qu'en jouant, d'une part sur la fréquence d'ouverture et d'autre part, sur le rapport cyclique ouverture/fermeture de la vanne, il est possible d'obtenir une variation du débit moyen de l'air dirigé vers le stator.

25 Différentes architectures de vanne de type tout ou rien sont bien connues de l'homme du métier et ne seront donc pas décrites ici. De préférence, on choisira une vanne à commande électrique qui resterait en position fermée en absence d'alimentation électrique (ainsi, on garantit que la vanne reste fermée en cas de défaut de commande).

30

## REVENDEICATIONS

1. Procédé de pilotage de jeu (38) entre, d'une part, des sommets d'aubes mobiles (30) d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine (34) d'un carter externe (36) entourant les aubes, le procédé consistant à commander, en fonction du régime de fonctionnement du moteur, une vanne (44) disposée dans un conduit d'air (42) s'ouvrant au niveau d'un étage de compresseur (20) du moteur et débouchant dans un boîtier de pilotage (40) disposé autour de la surface externe de l'anneau de turbine, ledit boîtier de pilotage étant alimenté en air provenant uniquement dudit étage de compresseur, caractérisé en ce que la vanne est ouverte pour refroidir l'anneau de turbine (34) du carter externe (36) lors d'une phase de régime élevé correspondant au décollage et à l'ascension d'un avion propulsé par le moteur et lors d'une phase de régime nominal succédant à la phase de régime élevé et correspondant au vol de croisière dudit avion.

2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel la vanne est fermée lors d'une phase de régime de ralenti en vol succédant à la phase de régime nominal et correspondant à la phase d'approche de l'avion avant son atterrissage.

3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2, dans lequel la vanne est fermée lors d'une phase de régime de ralenti au sol précédant la phase de régime nominal et correspondant à la phase de taxi de l'avion avant son décollage.

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel le débit d'air débouchant vers la surface externe de l'anneau de turbine est progressivement diminué lors d'une transition entre la phase de régime élevé et la phase de régime nominal.

5. Procédé selon la revendication 4, dans lequel la vanne est une vanne à position régulée, la diminution progressive du débit d'air débouchant vers la surface externe de l'anneau de turbine lors de la transition étant obtenue en fermant progressivement la vanne.

6. Procédé selon la revendication 4, dans lequel la vanne est une vanne tout ou rien, la diminution progressive du débit d'air débouchant vers la surface externe de l'anneau de turbine lors de la transition étant obtenue en alternant les phases d'ouverture et de fermeture de la vanne.

7. Système de pilotage de jeu (38) entre, d'une part, des sommets d'aubes mobiles (30) d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine (34) d'un carter externe (36) entourant les aubes, le système comprenant :

un conduit d'air (42) destiné à s'ouvrir au niveau d'un étage de compresseur (20) du moteur et à déboucher dans un boîtier de pilotage (40) disposé autour de la surface externe de l'anneau de turbine et destiné à être alimenté en air provenant uniquement dudit étage de compresseur ;

une vanne (44) disposée dans le conduit d'air ; et

un circuit apte à commander la vanne pour l'ouvrir lors d'une phase de régime élevé correspondant au décollage et à l'ascension d'un avion propulsé par le moteur et lors d'une phase de régime nominal succédant à la phase de régime élevé et correspondant au vol de croisière dudit avion.

8. Système selon la revendication 7, dans lequel la vanne est une vanne à position régulée.

9. Système selon la revendication 7, dans lequel la vanne est une vanne tout ou rien.

10. Moteur d'avion à turbine à gaz comprenant un système de pilotage de jeu selon l'une quelconque des revendications 7 à 9.

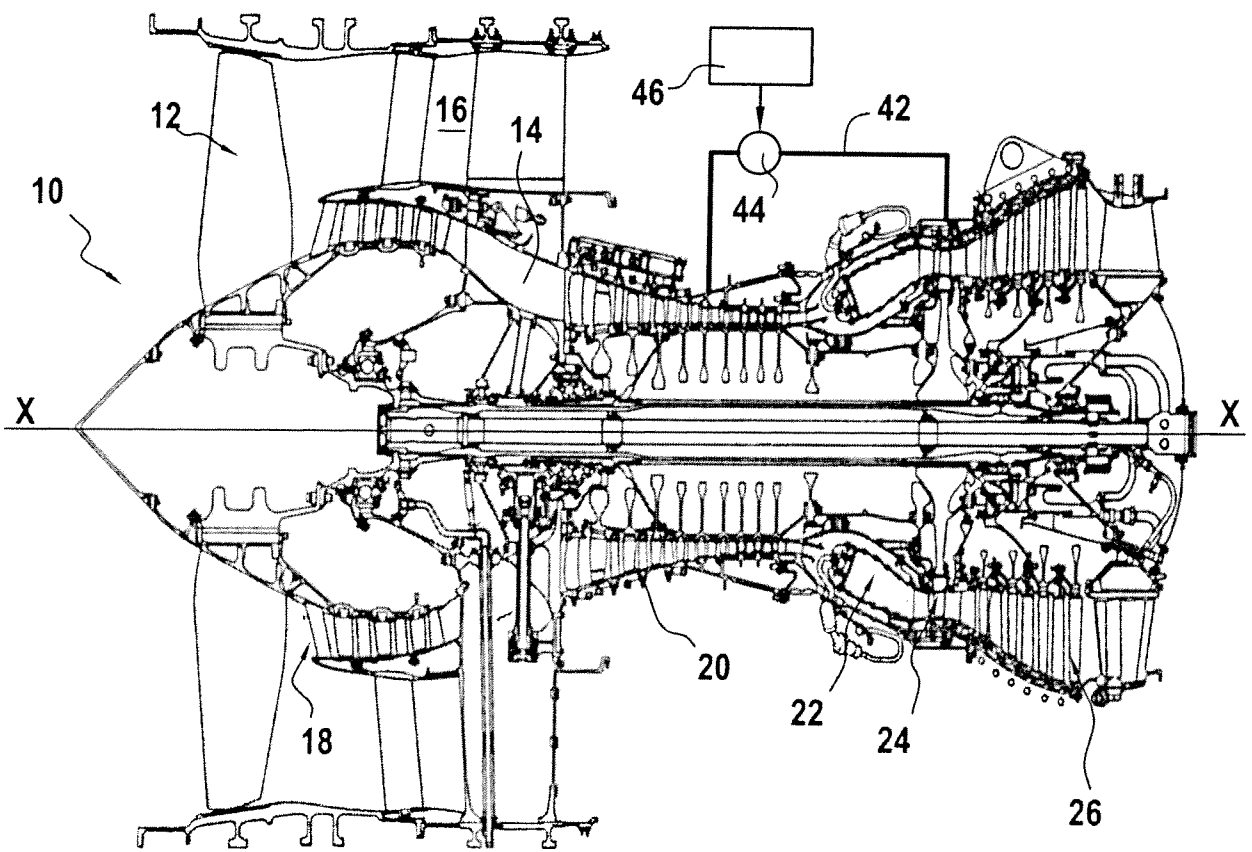
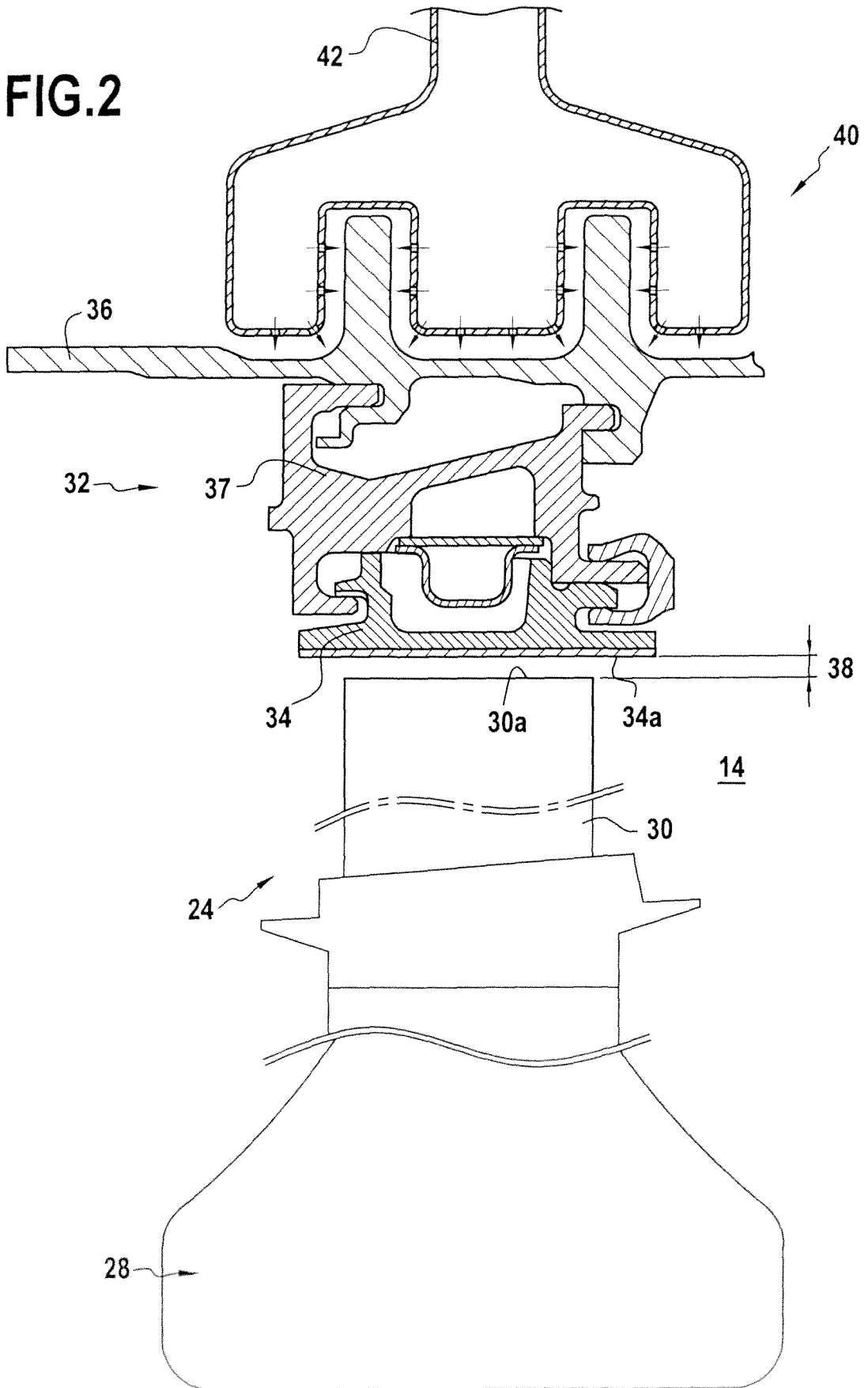


FIG.1

2/3

FIG.2



X

X

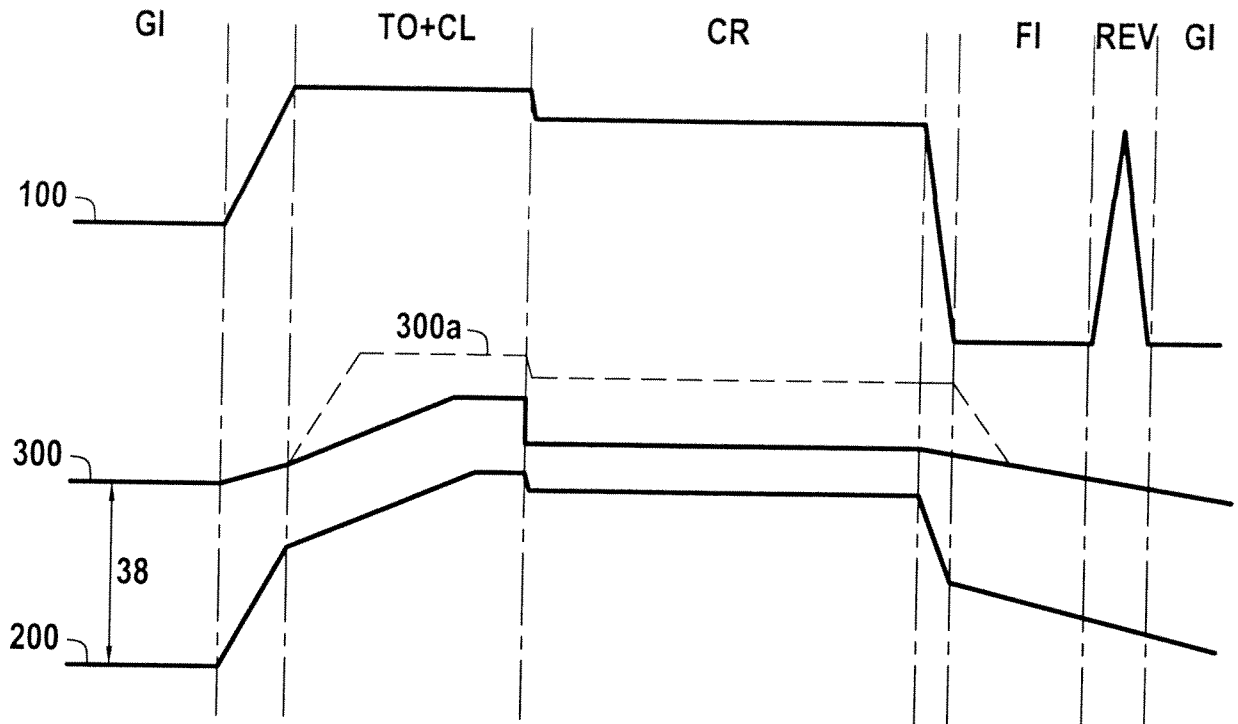


FIG.3

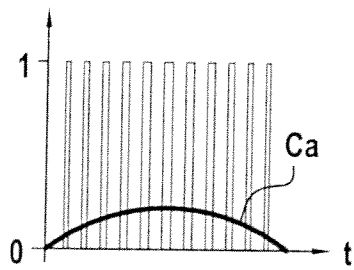


FIG.4A

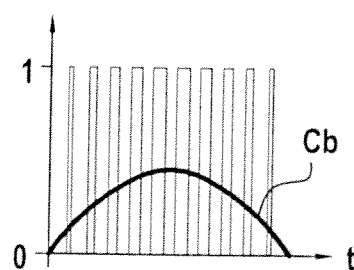


FIG.4B

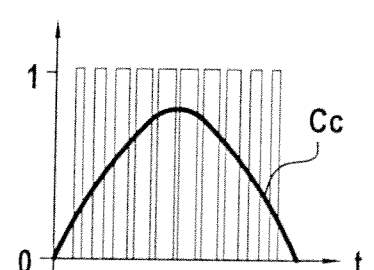


FIG.4C

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No  
PCT/FR2011/051261

| A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER<br>INV. F01D11/24<br>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)<br>F01D   |   |  |
| 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 practical, search terms used)<br>EPO-Internal                              |   |  |
| C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT  |   |  |
| Category*   | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages  | Relevant to claim No.  |
| X   | EP 2 025 878 A2 (GEN ELECTRIC [US])<br>18 February 2009 (2009-02-18)<br>paragraph [0023]<br>paragraph [0028]<br>paragraph [0038]<br>figures 2,3,4   | 1-10   |
| X   | -----<br>US 2005/109016 A1 (ULLYOTT RICHARD [CA])<br>26 May 2005 (2005-05-26)<br>paragraph [0026]<br>paragraph [0023]<br>figure 5   | 7-10   |
| X   | -----<br>EP 1 798 381 A2 (GEN ELECTRIC [US])<br>20 June 2007 (2007-06-20)<br>paragraph [0009]<br>paragraph [0012]<br>figures 1,2  | 7-10   |
|   | -----<br>-/--   |  |
| <input checked="" type="checkbox"/>   | Further documents are listed in the continuation of Box C.  | <input checked="" type="checkbox"/> 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  | "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   |  |
| "E" earlier document but published on or after the international filing date  | "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  |  |
| "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) | "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. |  |
| "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means  | "&" document member of the same patent family   |  |
| "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed  |   |  |
| Date of the actual completion of the international search<br><br>21 September 2011  | Date of mailing of the international search report<br><br>29/09/2011  |  |
| Name and mailing address of the ISA/<br>European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2<br>NL - 2280 HV Rijswijk<br>Tel. (+31-70) 340-2040,<br>Fax: (+31-70) 340-3016    | Authorized officer<br><br>Burattini, Paolo  |  |

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No  
PCT/FR2011/051261

| C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT |   |                       |
|--|---|-----------------------|
| Category*  | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages  | Relevant to claim No. |
| X  | US 2009/053042 A1 (WILSON IAN DAVID [US]<br>ET AL) 26 February 2009 (2009-02-26)<br>paragraph [0008]<br>paragraph [0028]<br>-----                                       | 7-10                  |
| X  | US 2008/131270 A1 (PAPROTNA HUBERTUS<br>EDWARD [US] ET AL)<br>5 June 2008 (2008-06-05)<br>paragraph [0008]<br>paragraph [0039]<br>paragraph [0041]<br>figure 3<br>----- | 7-10                  |
| X  | GB 2 388 407 A (ROLLS ROYCE PLC [GB])<br>12 November 2003 (2003-11-12)<br>page 5, line 16 - line 34<br>abstract<br>figure 2<br>-----                                    | 7-10                  |
| X  | GB 2 363 864 A (ROLLS ROYCE PLC [GB])<br>9 January 2002 (2002-01-09)<br>page 10, line 19 - line 31<br>figure 2<br>-----   | 7-10                  |
| A  | EP 1 577 506 A1 (SNECMA [FR])<br>21 September 2005 (2005-09-21)<br>figure 1<br>abstract<br>-----  | 1-10                  |

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

|   |
|---|
| International application No<br>PCT/FR2011/051261 |
|---|

| Patent document cited in search report | Publication date | Patent family member(s) | Publication date   |  |
|--|------------------|-------------------------|--|--|
| EP 2025878                             | A2               | 18-02-2009              | CA 2638250 A1<br>US 2009037035 A1  | 03-02-2009<br>05-02-2009   |
| -----                                  |                  |                         |  |  |
| US 2005109016                          | A1               | 26-05-2005              | CA 2546501 A1<br>WO 2005049971 A1  | 02-06-2005<br>02-06-2005   |
| -----                                  |                  |                         |  |  |
| EP 1798381                             | A2               | 20-06-2007              | JP 2007182874 A<br>US 2007140839 A1  | 19-07-2007<br>21-06-2007   |
| -----                                  |                  |                         |  |  |
| US 2009053042                          | A1               | 26-02-2009              | CH 697804 A2<br>CN 101372898 A<br>DE 102008044424 A1<br>JP 2009047171 A  | 27-02-2009<br>25-02-2009<br>26-02-2009<br>05-03-2009   |
| -----                                  |                  |                         |  |  |
| US 2008131270                          | A1               | 05-06-2008              | NONE   |  |
| -----                                  |                  |                         |  |  |
| GB 2388407                             | A                | 12-11-2003              | US 2004018084 A1   | 29-01-2004   |
| -----                                  |                  |                         |  |  |
| GB 2363864                             | A                | 09-01-2002              | US 2002001519 A1   | 03-01-2002   |
| -----                                  |                  |                         |  |  |
| EP 1577506                             | A1               | 21-09-2005              | CA 2500483 A1<br>CN 1664318 A<br>ES 2314589 T3<br>FR 2867224 A1<br>JP 4526976 B2<br>JP 2005248956 A<br>RU 2365767 C2<br>US 2005196270 A1 | 04-09-2005<br>07-09-2005<br>16-03-2009<br>09-09-2005<br>18-08-2010<br>15-09-2005<br>27-08-2009<br>08-09-2005 |
| -----                                  |                  |                         |  |  |

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2011/051261

| <b>A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE</b><br>INV. F01D11/24<br>ADD.  |   |   |
|--|---|---|
| Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB  |   |   |
| <b>B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE</b>   |   |   |
| Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)<br>F01D  |   |   |
| 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)<br>EPO-Internal  |   |   |
| <b>C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS</b>  |   |   |
| Catégorie*   | Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents  | no. des revendications visées   |
| X  | EP 2 025 878 A2 (GEN ELECTRIC [US])<br>18 février 2009 (2009-02-18)<br>alinéa [0023]<br>alinéa [0028]<br>alinéa [0038]<br>figures 2,3,4 | 1-10  |
| X  | -----<br>US 2005/109016 A1 (ULLYOTT RICHARD [CA])<br>26 mai 2005 (2005-05-26)<br>alinéa [0026]<br>alinéa [0023]<br>figure 5             | 7-10  |
| X  | -----<br>EP 1 798 381 A2 (GEN ELECTRIC [US])<br>20 juin 2007 (2007-06-20)<br>alinéa [0009]<br>alinéa [0012]<br>figures 1,2              | 7-10  |
|  | -----   | -/--  |
| <input checked="" type="checkbox"/>  | Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents  | <input checked="" type="checkbox"/> 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<br>"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date<br>"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)<br>"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens<br>"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<br>"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<br>"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<br>"&" document qui fait partie de la même famille de brevets |
| Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée<br><br>21 septembre 2011   |   | Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale<br><br>29/09/2011  |
| Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale<br>Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2<br>NL - 2280 HV Rijswijk<br>Tel. (+31-70) 340-2040,<br>Fax: (+31-70) 340-3016   |   | Fonctionnaire autorisé<br><br>Burattini, Paolo  |

| C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS |  |                               |
|---|--|-------------------------------|
| Catégorie*                                      | Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents   | no. des revendications visées |
| X   | US 2009/053042 A1 (WILSON IAN DAVID [US]<br>ET AL) 26 février 2009 (2009-02-26)<br>alinéa [0008]<br>alinéa [0028]<br><br>-----                                     | 7-10                          |
| X   | US 2008/131270 A1 (PAPROTNA HUBERTUS<br>EDWARD [US] ET AL)<br>5 juin 2008 (2008-06-05)<br>alinéa [0008]<br>alinéa [0039]<br>alinéa [0041]<br>figure 3<br><br>----- | 7-10                          |
| X   | GB 2 388 407 A (ROLLS ROYCE PLC [GB])<br>12 novembre 2003 (2003-11-12)<br>page 5, ligne 16 - ligne 34<br>abrégé<br>figure 2<br><br>-----                           | 7-10                          |
| X   | GB 2 363 864 A (ROLLS ROYCE PLC [GB])<br>9 janvier 2002 (2002-01-09)<br>page 10, ligne 19 - ligne 31<br>figure 2<br><br>-----                                      | 7-10                          |
| A   | EP 1 577 506 A1 (SNECMA [FR])<br>21 septembre 2005 (2005-09-21)<br>figure 1<br>abrégé<br><br>-----   | 1-10                          |

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2011/051261

| Document brevet cité<br>au rapport de recherche |    | Date de<br>publication | Membre(s) de la<br>famille de brevet(s)  | Date de<br>publication   |
|---|----|------------------------|--|--|
| EP 2025878                                      | A2 | 18-02-2009             | CA 2638250 A1<br>US 2009037035 A1  | 03-02-2009<br>05-02-2009   |
| -----   |    |                        |  |  |
| US 2005109016                                   | A1 | 26-05-2005             | CA 2546501 A1<br>WO 2005049971 A1  | 02-06-2005<br>02-06-2005   |
| -----   |    |                        |  |  |
| EP 1798381                                      | A2 | 20-06-2007             | JP 2007182874 A<br>US 2007140839 A1  | 19-07-2007<br>21-06-2007   |
| -----   |    |                        |  |  |
| US 2009053042                                   | A1 | 26-02-2009             | CH 697804 A2<br>CN 101372898 A<br>DE 102008044424 A1<br>JP 2009047171 A  | 27-02-2009<br>25-02-2009<br>26-02-2009<br>05-03-2009   |
| -----   |    |                        |  |  |
| US 2008131270                                   | A1 | 05-06-2008             | AUCUN  |  |
| -----   |    |                        |  |  |
| GB 2388407                                      | A  | 12-11-2003             | US 2004018084 A1   | 29-01-2004   |
| -----   |    |                        |  |  |
| GB 2363864                                      | A  | 09-01-2002             | US 2002001519 A1   | 03-01-2002   |
| -----   |    |                        |  |  |
| EP 1577506                                      | A1 | 21-09-2005             | CA 2500483 A1<br>CN 1664318 A<br>ES 2314589 T3<br>FR 2867224 A1<br>JP 4526976 B2<br>JP 2005248956 A<br>RU 2365767 C2<br>US 2005196270 A1 | 04-09-2005<br>07-09-2005<br>16-03-2009<br>09-09-2005<br>18-08-2010<br>15-09-2005<br>27-08-2009<br>08-09-2005 |
| -----   |    |                        |  |  |