

(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
06 septembre 2019 (06.09.2019)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2019/166734 A1

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

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2019/050438

(22) Date de dépôt international :
26 février 2019 (26.02.2019)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1851777 28 février 2018 (28.02.2018) FR

(71) Déposant : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR/FR] ;
2, Boulevard du Général Martial Valin, 75015 PARIS (FR).

(72) Inventeurs : **FRAISSE, Patrice** ; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **BRUSQ, Tangi Rumon** ; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **LE-CORDIX, Jean-Loïc Hervé** ; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).

(74) Mandataire : **DAVID, Alain** et al. ; Cabinet BEAU DE LOMENIE, 158 Rue de l'Université, 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, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR,

(54) Title: METHOD AND CONTROL UNIT FOR CONTROLLING THE PLAY OF A HIGH-PRESSURE TURBINE

(54) Titre : PROCEDE ET UNITE DE COMMANDE POUR LE PILOTAGE DU JEU D'UNE TURBINE HAUTE PRESSION

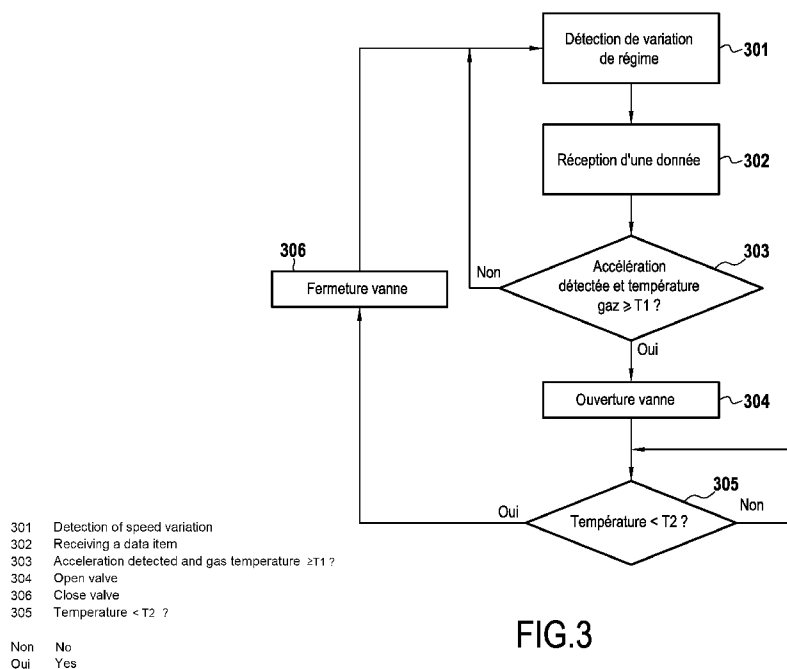


FIG.3

(57) Abstract: Method for controlling a play between apexes of vanes of a high-pressure turbine of a gas turbine aircraft engine and a turbine shroud, comprising the control of a valve which supplies an air flow to the turbine shroud, this method further comprising the following steps: - detection (301) of a transitory acceleration phase of the engine; - receiving (302) a data item which represents the temperature of the gas being discharged from the combustion chamber of the engine; - an instruction (304) to open the valve in order to supply the air flow to the turbine shroud or to increase the flow rate of the air flow supplied if the transitory acceleration phase is detected and if the temperature of the gas being discharged from the combustion chamber is greater than a first temperature threshold (T1) corresponding to a degraded play which is characteristic of an ageing engine, this threshold being less than a limit operating

HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, 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, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, 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, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée:

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

temperature of the engine.

(57) **Abbrégé :** Procédé de pilotage d'un jeu entre des sommets d'aubes d'une turbine haute pression d'un moteur d'avion à turbine à gaz et un anneau de turbine, comprenant la commande d'une vanne délivrant un flux d'air vers l'anneau de turbine, ce procédé comprenant en outre les étapes suivantes : - une détection (301) d'une phase transitoire d'accélération du moteur; - une réception (302) d'une donnée représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur; - une commande (304) d'ouverture de la vanne, pour délivrer ledit flux d'air à l'anneau de turbine ou pour augmenter le débit dudit flux d'air délivré, si la phase transitoire d'accélération est détectée et si la température des gaz en sortie de la chambre à combustion est supérieure à un premier seuil de température (T1) correspondant à un jeu dégradé caractéristique d'un moteur vieilli, ce seuil étant inférieur à une température de limite de fonctionnement du moteur.

PROCEDE ET UNITE DE COMMANDE POUR LE PILOTAGE DU JEU
D'UNE TURBINE HAUTE PRESSION

5 Arrière-plan de l'invention

La présente invention se rapporte au domaine général des 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 Le jeu existant entre le sommet des aubes d'une turbine et l'anneau qui les entoure 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 variations dimensionnelles sont à la fois
15 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 centrifuge s'exerçant sur le rotor de turbine).

Pour augmenter la performance d'une turbine, il est souhaitable de
20 minimiser le jeu autant que possible. D'autre part, lors d'une augmentation de régime, par exemple lors du passage d'un régime de ralenti au sol à un régime de décollage dans une turbomachine pour moteur aéronautique, la force centrifuge s'exerçant sur le rotor de turbine tend à rapprocher les sommets d'aubes de l'anneau de turbine avant que
25 l'anneau de turbine n'ait eu le temps de se dilater sous l'effet de l'augmentation de température liée à l'augmentation de régime. Il existe donc un risque de contact en ce point de fonctionnement appelé point de pincement.

Il est connu de recourir à un système de pilotage actif pour piloter
30 le jeu de sommet d'aubes d'une turbine de turbomachine. Un système de ce type fonctionne généralement en dirigeant sur la surface externe de l'anneau de turbine de l'air prélevé par exemple au niveau d'un compresseur et/ou de la soufflante de la turbomachine. De l'air frais envoyé sur la surface externe de l'anneau de turbine a pour effet de
35 refroidir ce dernier et ainsi de limiter sa dilatation thermique. Le jeu est donc minimisé. Inversement, de l'air chaud favorise la dilatation thermique

de l'anneau de turbine, ce qui augmente le jeu et permet par exemple d'éviter un contact au point de pincement précité.

Un tel pilotage actif est contrôlé par une unité de commande, par exemple par le système de régulation pleine autorité (ou FADEC) de la turbomachine. Typiquement, l'unité de commande agit sur une vanne à position régulée pour commander le débit et/ou la température de l'air dirigé sur l'anneau de turbine, en fonction d'une consigne de jeu et d'une estimation du jeu de sommet d'aubes réel.

La turbomachine présente par ailleurs une température de limite de fonctionnement. La température de limite de fonctionnement du moteur est définie par rapport à une température limite des gaz de combustion déterminée en aval de sa chambre de combustion, par exemple déduite à partir d'au moins une mesure effectuée au sein de la turbine haute pression ou basse pression du moteur. Cette température est communément désignée sous l'appellation « Red Line EGT ». La Red Line EGT est identifiée lors d'essais effectués au sol (« Block Tests ») par le constructeur, puis communiquée par celui-ci. En d'autres termes, la Red Line EGT est la valeur maximale déclarée par le constructeur, celle-ci étant certifiée en fonction du cycle de vie du moteur (ex : moteur neuf ou reconditionné). Une fois cette limite atteinte le moteur est déposé pour maintenance afin de restaurer une marge EGT positive. On entend ici par marge EGT, la différence la Red Line EGT certifiée par le constructeur et une température des gaz de combustion déterminée en aval de la chambre de combustion du moteur.

La température des gaz de combustion en aval de la chambre de combustion du moteur est généralement maximale lors d'une phase d'accélération rapide, compte tenu de la réponse thermique du moteur. Typiquement, environ 60 secondes après une phase d'accélération, le jeu entre les aubes du rotor de la turbine haute pression et l'anneau qui les entoure augmente. L'augmentation de ce jeu se traduit par une augmentation de la température des gaz de combustion. On mesure en aval de la chambre de combustion, à titre d'exemple en sortie de la turbine haute pression, des températures de l'ordre de 20 à 30K supérieures par rapport à une température du moteur en régime stabilisé, le régime stabilisé étant obtenu après un intervalle de temps donné suite à la phase d'accélération du moteur.

La différence de température entre la température maximale des gaz de combustion déterminée durant une phase d'accélération de la turbomachine et la température de son régime stabilisé déterminée suite à cette phase d'accélération est couramment désignée sous l'appellation d'« Overshoot ».

En pratique, plus le moteur vieillit, plus la température maximale des gaz de combustion augmente. La température maximale des gaz de combustion tend donc à se rapprocher de la température de limite de fonctionnement du moteur (Red Line EGT) au fur et à mesure du vieillissement de celui-ci. Cette dégradation en température est généralement justifiée, au moins en partie, par une dégradation de la turbine haute pression se traduisant par une augmentation de son jeu.

Dans ce contexte, compte tenu du vieillissement du moteur, il serait intéressant de conserver une marge EGT positive le plus longtemps possible afin de repousser le dépôt en maintenance du moteur.

Durant une phase d'accélération, l'optimisation du jeu entre les aubes du rotor de la turbine haute pression et l'anneau qui les entoure peut permettre de réduire l'Overshoot, et donc la température maximale des gaz de combustion. Cependant, une telle optimisation peut présenter un risque d'usure prématurée de la turbine haute pression. A titre d'exemple, une réduction trop importante de l'Overshoot liée à une réduction prolongée du jeu de la turbine haute pression pour un moteur neuf, chaud, ou présentant déjà un jeu minimisé de sa turbine haute pression, peut aboutir à un point de pincement entre les aubes et l'anneau de la turbine haute pression. Ainsi, la limitation d'un Overshoot durant une phase/un état transitoire du moteur peut présenter un risque de dégradation permanente des aubes de la turbine haute pression, impactant alors les performances globales du moteur et sa consommation en carburant.

Il serait donc souhaitable de minimiser l' Overshoot en température de la turbine haute pression durant une variation de régime du moteur, tout en écartant le risque éventuel de dégradation des aubes de la turbine haute pression.

Objet et résumé de l'invention

La présente invention a pour but de remédier aux inconvénients précités.

A cet effet, l'invention propose un procédé de pilotage d'un jeu entre, d'une part, des sommets d'aubes d'un rotor d'une turbine haute pression d'un moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine d'un carter entourant lesdites aubes de la turbine haute pression, le procédé comprenant la commande d'une vanne délivrant un flux d'air dirigé vers ledit anneau de turbine, ce procédé étant caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

- 10 - une détection d'une phase transitoire d'accélération du moteur à partir d'au moins un paramètre représentatif du moteur ;
- une réception d'une donnée représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur ;
- une commande d'ouverture de la vanne, pour délivrer ledit flux d'air à l'anneau de turbine ou pour augmenter le débit dudit flux d'air délivré, si la phase transitoire d'accélération est détectée et si la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur est supérieure à un premier seuil de température correspondant à un jeu dégradé caractéristique d'un moteur vieilli, le premier seuil de température étant inférieur à une température de limite de fonctionnement du moteur.

Avantageusement, le procédé ci-dessus permet d'adapter le pilotage du jeu durant une phase d'accélération du moteur, tout en prenant en compte la marge résiduelle existante entre la température de limite de fonctionnement du moteur et la température des gaz de combustion en sortie de la chambre de combustion du moteur. Comme exposé précédemment, au fur et à mesure du vieillissement du moteur, la température maximale des gaz de combustion du moteur augmente, et tend à se rapprocher de la température de limite de fonctionnement du moteur (Red Line EGT). En d'autres termes, la marge EGT tend à diminuer lorsque le moteur vieillit. La prise en compte de l'écart entre la limite de fonctionnement du moteur et la température des gaz de combustion du moteur, via le premier seuil de température, permet donc de prendre en compte le vieillissement du moteur. Ainsi, la consigne de jeu de la turbine haute pression est adaptée en fonction du vieillissement du moteur. Par la suite, l'adaptation de cette consigne de jeu influe elle-même sur la variation en température des gaz de combustion en sortie de la chambre

de combustion du moteur, permettant alors de réduire l'Overshoot. Le jeu de la turbine haute pression ainsi que l'Overshoot sont donc régulés en boucle fermée et de manière adaptative en fonction du vieillissement du moteur. Ce procédé est applicable tout au long du cycle de vie du moteur.

- 5 Typiquement un moteur vieilli présente dans sa turbine haute pression un jeu plus important comparé à un moteur neuf. En fonction du vieillissement du moteur, le procédé décrit ci-dessus permet alors de minimiser le jeu de sa turbine haute pression, via un pilotage de la vanne, sans risquer d'endommager les aubes de la turbine. Les performances de
- 10 la turbomachine se voient donc optimisées tout au long de son cycle de vie. On prolonge donc pour le moteur la durée de conservation d'une marge EGT positive, ce qui permet d'augmenter la durée de vie du moteur et de repousser son dépôt en maintenance.

- De préférence, dans ce procédé il est commandé un plus grand
- 15 pourcentage d'ouverture de la vanne si la température des gaz de combustion dépasse temporairement le premier seuil de température.

- Dans un exemple de réalisation de ce procédé, ledit au moins un paramètre représentatif du moteur est le régime moteur et la détection d'une phase transitoire d'accélération du moteur comprend une
- 20 détermination continue du régime du moteur et une détermination d'une variation du régime du moteur pour un intervalle de temps prédéterminé, la phase transitoire d'accélération du moteur étant détectée pendant ledit intervalle de temps prédéterminé si la variation du régime du moteur est supérieure ou égale à un seuil de variation caractérisant une phase
- 25 transitoire d'accélération du moteur.

- Dans un exemple de réalisation, ledit au moins un paramètre représentatif du moteur est choisi parmi : le régime d'une turbine basse pression du moteur, le régime de la turbine haute pression, la position angulaire d'une manette de commande des gaz de l'avion et la donnée
- 30 représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur.

- Dans un exemple de réalisation de ce procédé, la vanne est une vanne de type tout-ou-rien configurée pour commuter entre un état ouvert ou un état fermé, le procédé comprenant en outre, suite à
- 35 l'ouverture de la vanne, une commande de fermeture de la vanne lorsque la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur

est inférieure à un deuxième seuil de température, le deuxième seuil de température étant inférieur au premier seuil de température.

Dans un autre exemple de réalisation de ce procédé, la vanne est une vanne à position régulée, le procédé comprenant une commande
5 d'ouverture progressive de la vanne en fonction d'une loi de commande prédéfinie prenant en compte un écart entre la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur et le premier seuil de température.

Dans un exemple de réalisation de ce procédé, la donnée
10 représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion est une mesure de température réalisée au niveau de la turbine haute pression.

L'invention propose également, selon un autre aspect, une unité de commande pour le pilotage d'un jeu entre, d'une part, des sommets
15 d'aubes d'un rotor d'une turbine haute pression d'un moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine d'un carter entourant lesdites aubes de la turbine haute pression, l'unité de commande comprenant des moyens de commande d'une vanne, la vanne étant configurée pour délivrer un flux d'air vers ledit anneau de la turbine,
20 l'unité de commande étant caractérisée en ce qu'elle comprend :

- des moyens de détection configurés pour détecter une phase transitoire d'accélération du moteur à partir d'au moins un paramètre représentatif du moteur ;

- des moyens de réception configurés pour recevoir une donnée
25 représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur ;

- les moyens de commande étant configurés pour commander une ouverture de la vanne pour délivrer ledit flux d'air à l'anneau de turbine, ou pour commander une augmentation de débit dudit flux d'air délivré, si
30 la phase transitoire d'accélération est détectée et si la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur est supérieure à un premier seuil de température correspondant à un jeu dégradé caractéristique d'un moteur vieilli, le premier seuil de température étant inférieur à une température de limite de fonctionnement du moteur.

35 De préférence, les moyens de commande sont en outre configurés pour commander un plus grand pourcentage d'ouverture de la vanne si la

température des gaz de combustion dépasse temporairement le premier seuil de température.

Avantageusement, pour juger de l'état de vieillissement du moteur, l'unité de commande comptabilise un nombre de déclenchement de la commande d'ouverture supplémentaire de la vanne.

Dans un exemple de réalisation, dans cette unité de commande, ledit au moins un paramètre représentatif du moteur est le régime du moteur et les moyens de détection sont configurés pour :

- déterminer de manière continue le régime du moteur ;
- déterminer une variation du régime du moteur pour un intervalle de temps prédéterminé ;
- détecter la phase transitoire d'accélération du moteur pendant ledit intervalle de temps prédéterminé si la variation du régime du moteur est supérieure ou égale à un seuil de variation caractérisant une phase transitoire d'accélération du moteur.

Dans un exemple de réalisation, dans cette unité de commande, la vanne est une vanne de type tout-ou-rien configurée pour commuter entre un état ouvert ou un état fermé, les moyens de commande étant configurés pour commander, suite à l'ouverture de la vanne, une fermeture de la vanne lorsque la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur est inférieure à un deuxième seuil de température, le deuxième seuil de température étant inférieur au premier seuil de température.

Dans un autre exemple de réalisation, dans cette unité de commande, la vanne est une vanne à position régulée, les moyens de commande étant configurés pour commander une ouverture progressive de la vanne en fonction d'une loi de commande prédéfinie prenant en compte un écart entre la température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur et le premier seuil de température.

L'invention propose également, selon un autre aspect, un moteur d'avion à turbine à gaz comprenant l'unité de commande résumée ci-dessus et au moins une vanne pour agir sur un flux d'air dirigé vers l'anneau de turbine et dans lequel la vanne est commandée par les moyens de commande.

Brève description des dessins

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention ressortiront de la description suivante de modes particuliers de réalisation de l'invention, donnés à titre d'exemples non limitatifs, en référence aux dessins annexés, sur lesquels :

- 5 - la figure 1 est une vue schématique et en coupe longitudinale d'une partie d'un moteur d'avion à turbine à gaz selon un mode de réalisation de l'invention ;
- la figure 2 est une vue agrandie du moteur de la figure 1 montrant notamment la turbine haute pression de celui-ci ;
- 10 - la figure 3 est un schéma fonctionnel d'un module de commande d'une vanne permettant de piloter le jeu de sommet d'aubes dans le moteur de la figure 1 selon un premier mode de réalisation ;
- la figure 4 est un schéma fonctionnel d'un module de commande d'une vanne permettant de piloter le jeu de sommet d'aubes dans le
- 15 moteur de la figure 1 selon un deuxième mode de réalisation.

Description détaillée de modes de réalisation

La figure 1 représente de façon schématique un turboréacteur 10 du type à double flux et double corps auquel s'applique en particulier

20 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

25 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 la 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

30 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 30 mobiles disposées dans la veine d'écoulement du flux primaire 14. Le rotor est entouré par

35 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 segments 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 modifiant, de manière commandée, le diamètre interne du carter externe de turbine 36. A cet effet, une unité de commande 50 commande le débit et/ou la température de l'air dirigé vers le carter externe de turbine 36. L'unité de commande 50 est par exemple le système de régulation pleine autorité (ou FADEC) du turboréacteur 10.

Dans l'exemple représenté, 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). L'air frais circulant dans le conduit d'air est déchargé sur le carter externe de turbine 36 (par exemple à l'aide d'une multi-perforation des parois du boîtier de pilotage 40) provoquant un refroidissement de celui-ci et donc une diminution de son diamètre interne.

Comme représenté sur la figure 1, une vanne 44 est disposée dans le conduit d'air 42. Cette vanne 44 est commandée par l'unité de commande 50.

Dans un premier exemple de réalisation, la vanne 44 peut être une vanne tout-ou-rien apte à commuter entre un état ouvert ou un état fermé. L'utilisation d'une telle vanne est avantageuse, notamment en termes de coût, d'encombrement, de fiabilité et de puissance nécessaire pour la commande.

On comprend qu'en commandant la vanne 44 pour jouer, 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 carter. 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).

5 Dans un deuxième exemple de réalisation, la vanne 44 peut être une vanne à position régulée. La position de la vanne 44 peut être comprise entre 0%, correspondant à une vanne fermée, et 100%, correspondant à une vanne ouverte. Lorsque la vanne 44 est ouverte (position à 100%), l'air frais est amené vers le carter externe de turbine 36, ce qui a pour effet une contraction thermique de ce dernier et donc
10 une diminution du jeu 38. Au contraire, lorsque la vanne 44 est fermée (position à 0%), l'air frais n'est pas amené vers le carter externe de turbine 36 qui est donc chauffé par le flux primaire. Ceci a pour effet soit une dilatation thermique du carter 1 et une augmentation du jeu 38, soit au moins une limitation contrôlée (voire un arrêt) de la dilation du carter 1
15 et un contrôle du jeu 38. Dans les positions intermédiaires, le carter externe de turbine 36 se contracte ou se dilate et le jeu 38 augmente ou diminue, dans une moindre mesure. Comme il sera vu par la suite, le contrôle du jeu 38 est utilisé de manière à préserver une marge EGT positive, permettant ainsi d'allonger la durée de vie du turboréacteur 10.

20 Bien entendu, l'invention n'est pas limitée à ces deux exemples. Ainsi, un autre exemple peut consister à prélever de l'air au niveau de deux étages différents du compresseur et de commander des vannes 44 pour moduler le débit de chacun de ces prélèvements pour régler la température du mélange à diriger sur le carter externe de turbine 36.

25 On décrit maintenant la commande de la vanne 44 par l'unité de commande 50.

Conformément à l'invention, l'unité de commande 50 comprend :

- des moyens de détection 51 configurés pour détecter une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10 sur un intervalle de temps
30 prédéterminé ;

- des moyens de réception 52 configurés pour recevoir au moins une donnée représentative de la température des gaz de combustion issus de la chambre de combustion 22 du turboréacteur 10 ;

- des moyens de commande 53 configurés pour piloter la vanne 44.

35 Les moyens de détection 51, les moyens de réception 52 et les moyens de commande 53 forment ensemble un module de commande de

la vanne 44 intégré à l'unité de commande 50. Ce module de commande correspond par exemple à un programme d'ordinateur exécuté par l'unité de commande 50, à un circuit électronique de l'unité de commande 50 (par exemple de type circuit logique programmable) ou à une combinaison
5 d'un circuit électronique et d'un programme d'ordinateur.

On entend ici par phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10, une transition de régime liée à une phase d'accélération du turboréacteur 10 survenant entre deux régimes stabilisés de celui-ci. La phase transitoire d'accélération que l'on cherche à détecter à l'aide des
10 moyens de détection 51 peut à titre d'exemple correspondre à une transition entre le régime de ralenti au sol et le régime de vol stabilisé, c'est-à-dire à la phase d'accélération entre ces deux régimes. Dans un autre exemple, la phase transitoire d'accélération peut correspondre à la phase d'accélération entre tout régime intermédiaire (ex : mi gaz) et le
15 régime de vol.

La détection éventuelle d'une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10 peut être réalisée à partir d'un ou plusieurs paramètres représentatifs du turboréacteur 10.

Un paramètre représentatif du turboréacteur 10 est à titre
20 d'exemple son régime de rotation. La détection d'une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10 est alors réalisée à partir d'une détermination continue de son régime. La détection de la variation de régime du turboréacteur 10 par les moyens de détection 51 permet alors d'identifier une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10 sur
25 une période prédéfinie, par exemple choisie entre 1 seconde et 5 minutes. Durant cet intervalle de temps prédéterminé, les moyens de détection 51 peuvent identifier une phase transitoire d'accélération en observant les variations de régime du turboréacteur 10. Ces variations sont alors comparées à une consigne caractérisant une variation de régime du
30 turboréacteur 10. Ainsi, si pendant l'intervalle prédéterminé la variation du régime de rotation du turboréacteur 10 est supérieure ou égale à un seuil de variation caractérisant une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10, les moyens de détection 51 détectent une phase transitoire d'accélération.

35 Dans d'autres exemples, la détermination du régime du turboréacteur 10, ainsi que la détection d'une phase transitoire

d'accélération du turboréacteur 10 peuvent être effectuées à partir de tout(s) paramètre(s) représentatif(s) du moteur.

A titre d'exemple, la détermination du régime de rotation du turboréacteur 10 ainsi que la détection d'une phase transitoire d'accélération de celui-ci peuvent être réalisées à partir d'un ou plusieurs des paramètres suivants : le régime de la turbine haute pression 24, le régime de la turbine basse pression 26, la position angulaire de la manette de commande des gaz de l'aéronef, une température mesurée ou calculée des gaz de combustion en sortie de chambre de combustion 22.

En parallèle, les moyens de réception 52 réceptionnent au moins une donnée représentative de la température des gaz de combustion en sortie de la chambre de combustion 22 du turboréacteur 10. La donnée représentative des gaz de combustion est à titre d'exemple une mesure de température réalisée quelque part entre la sortie de la chambre de combustion 22 du turboréacteur et la tuyère de l'avion, par exemple en tout point de la turbine haute pression 24 ou de la turbine basse pression 26. Les moyens de réception 52 obtiennent alors de manière connue, directement à partir de la donnée représentative ou indirectement par calcul à partir de celle-ci, la température des gaz de combustion. A titre d'exemple, la donnée représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion 22 est une mesure de température réalisée au niveau de la turbine haute pression 24, c'est-à-dire réalisée dans ou en sortie de cette dernière, permettant aux moyens de réception 52 d'accéder à la température des gaz en sortie de la chambre de combustion 22.

La configuration des moyens de commande 53 est fonction du type de vanne 44 mis en œuvre comme il va être décrit sur les Figures 3 et 4. Ces figures illustrent respectivement le procédé de pilotage de la vanne 44 respectivement de type tout-ou-rien et à position régulée.

Les étapes 301, 401 et 302, 402 sont similaires sur ces figures. Ces étapes correspondent à une étape de détection 301, 401 de variation de régime du turboréacteur 10 par les moyens de détection 51, et à une étape de réception 302, 402 d'au moins une donnée représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion 22 du moteur par les moyens de réception 52. Il est entendu que l'ordre des étapes

illustrées sur ces figures est donné à titre illustratif, ces étapes pouvant dans un exemple non-illustré être réalisées en parallèle.

L'unité de commande 50 est configurée pour identifier à partir des moyens de détection 51 et des moyens de réception 52 l'occurrence

5 éventuelle d'une situation pour laquelle:

- une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10 est détectée, et

- la température des gaz de combustion en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10) est supérieure à un premier seuil de

10 température T1.

Le premier seuil de température T1 est au préalable choisi pour être inférieur à la Red Line EGT qui caractérise la température de limite de fonctionnement du turboréacteur 10, de sorte à conserver une marge EGT (différence entre la Red Line EGT et la température des gaz de

15 combustion) positive si la température des gaz de combustion du turboréacteur 10 atteint le seuil de température T1. Le seuil de température T1 est à titre d'exemple défini pour être inférieur de 1 à 10°C inférieur à la Red Line EGT. Ce seuil de température T1 constitue ainsi un

20 seuil de protection de la Red Line EGT, l'atteinte de ce seuil parallèlement à une détection d'une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10 traduisant alors une situation d'Overshoot pour un moteur vieilli ou présentant des performances dégradées.

Par ailleurs, le seuil de température T1 est choisi par rapport à l'état de santé du turboréacteur 10, la valeur de température T1 n'étant censée

25 être atteinte par les gaz de combustion que pour un moteur vieilli, par exemple présentant un jeu 38 dégradé. En effet, comme exposé précédemment, plus un moteur vieillit, plus la température maximale de ses gaz de combustion augmente et tend à se rapprocher de la Red Line EGT. A l'inverse un turboréacteur neuf ou sortant de maintenance ne

30 présente pas de risque de voir la température des gaz en sortie de sa chambre de combustion se rapprocher de la température T1, et encore moins de la Red Line EGT. L'identification par l'unité de commande 50 d'une situation pour laquelle une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10 est détectée et pour laquelle la température des gaz de

35 combustion est supérieure au seuil de température T1 ne peut donc

survenir que pour un moteur vieilli et/ou présentant des performances dégradées.

Après chaque étape 301, 302, 401, 402 l'unité de commande 50 essaye de détecter (étapes 303, 403) l'occurrence éventuelle de la situation précitée. L'étape 303 peut être, à titre d'exemple, réalisée par les
5 moyens de commande 53 ou par d'autres moyens de détection dédiés.

Si l'occurrence d'une telle situation n'est pas identifiée, l'unité de commande 50 déduit la non-occurrence d'un Overshoot en température des gaz de combustion en sortie de la chambre de combustion 22 qui
10 risquerait de sa rapprocher de la Red Line EGT. Les étapes 301, 302, 401, 402 sont alors de nouveau exécutées.

A l'inverse, si la situation précitée est détectée, l'unité de commande 50 déduit une situation d'Overshoot en température des gaz de combustion risquant potentiellement d'approcher la Red Line EGT.
15 L'unité de commande 50 cherche alors à minimiser l'Overshoot en optimisant le jeu 38 de la turbine haute pression 24. En effet, en l'absence d'optimisation du jeu 38, une situation d'Overshoot pour un moteur vieilli ou dégradé risquerait de diminuer sa marge EGT et donc sa durée de vie avant son dépôt en maintenance. L'optimisation du jeu 38 vise alors à
20 conserver une marge EGT positive le plus longtemps possible.

Lorsque la vanne 44 est de type tout-ou-rien (Figure 3) les moyens de commande 53 sont alors configurés pour commander une ouverture (étape 304) de la vanne 44 de sorte à délivrer un flux d'air à l'anneau de turbine 34 et ainsi réduire le jeu 38 de la turbine haute pression 24. La
25 réduction du jeu 38 permet d'optimiser les performances de la turbine haute pression 24, entraînant une diminution de la température des gaz de combustion en sortie de la chambre de combustion 22. La température des gaz de combustion est alors périodiquement comparée (étape 305) à un deuxième seuil de température T2 choisi comme égal ou inférieur au
30 premier seuil de température T1 pour éviter les effets de bagotement. Tant que la température des gaz de combustion demeure supérieure au deuxième seuil de température T2, la vanne 44 est maintenue ouverte. Lorsque la température des gaz de combustion est détectée comme inférieure au deuxième seuil de température T2, les moyens de
35 commande 53 commandent (étape 306) la fermeture de la vanne 44.

Lorsque la vanne 44 est à position régulée, les moyens de commande 53 sont configurés pour piloter (étape 404) le pourcentage d'ouverture de la vanne 44 en fonction de l'écart entre la température courante des gaz de combustion et le premier seuil de température T1. En d'autres termes, l'ouverture de la vanne 44 est réalisée de manière progressive en fonction d'une loi de commande préenregistrée dans les moyens de commande 53, cette loi prenant en compte l'écart entre la température des gaz de combustion en sortie de la chambre de combustion 22 et le premier seuil de température T1. Les moyens de commande 53 sont à titre d'exemple configurés pour commander un plus grand pourcentage d'ouverture de la vanne 44 (résultant d'une surconsigne), et donc une augmentation du flux d'air délivré à l'anneau de turbine 34, si la température des gaz de combustion dépasse temporairement le premier seuil de température T1. Ainsi, le jeu 38 de la turbine haute pression 24 est une fois encore optimisé, entraînant par la suite une diminution des gaz de combustion et donc de l'Overshoot. En d'autres termes, lorsque le seuil de température T1 est atteint, une surconsigne de fermeture de jeu induisant une ouverture de vanne supplémentaire (allant jusqu'à 200%) par rapport à une position vanne ouverte (à 100%) est déclenchée.

Ainsi, la commande d'une vanne 44 de type tout-ou-rien ou à position régulée telle que décrite ci-dessus permet de conserver une marge EGT positive en diminuant la température des gaz de combustion.

Les modes de réalisations décrits ci-dessus présentent les avantages suivants. Le pilotage du jeu 38 de la turbine haute pression 24 durant une phase d'accélération du moteur 10 prend en compte la marge résiduelle existante entre la Red Line EGT et la température des gaz de combustion en sortie de la chambre de combustion 22. La prise en compte de cette marge est rendue possible par la comparaison de la température des gaz de combustion avec le premier seuil de température T1, choisi par rapport à la Red Line EGT en tant que seuil de protection.

Comme exposé dans la partie introductive, au fur et à mesure du vieillissement de la turbine haute pression 24, la température maximale des gaz de combustion tend à se rapprocher progressivement de la Red Line EGT. La prise en compte de l'écart entre la Red Line EGT et la température des gaz de combustion, via la température T1, permet donc

de prendre en compte le vieillissement du moteur du turboréacteur 10. Le franchissement de la température T1 par les gaz de combustion traduit notamment un vieillissement ou une dégradation des performances du turboréacteur 10 nécessitant une réduction de son Overshoot afin de
5 limiter tout risque de rapprochement à la Red Line EGT.

La consigne du jeu 38 de la turbine haute pression 24 est alors adaptée par les moyens de commande 53 en fonction du vieillissement du moteur. L'adaptation de cette consigne de jeu influe elle-même sur la variation de la température des gaz de combustion de la chambre de
10 combustion 22 et permet de réduire l'Overshoot en température du turboréacteur 10.

De même, le nombre de déclenchement de la sur-consigne donnant lieu à un plus grand pourcentage d'ouverture de la vanne peut être comptabilisé et stocké dans l'unité de commande afin d'être exploité
15 ultérieurement en maintenance pour juger de l'état de vieillissement du moteur.

Le jeu 38 de la turbine haute pression 24 ainsi que l'Overshoot sont donc régulés en boucle fermée et de manière adaptative en fonction du vieillissement du moteur et ce tout au long du cycle de vie du
20 turboréacteur 10. Typiquement la turbine haute pression 24 d'un moteur vieilli présente un jeu 38 plus important comparé à un moteur neuf. Le procédé décrit ci-dessus permet donc de minimiser le jeu 38 de la turbine haute pression 24 en fonction du vieillissement du turboréacteur 10, via un pilotage de la vanne 44, sans risquer d'endommager les aubes de la
25 turbine. Les performances du turboréacteur 10 sont donc optimisées tout au long de son cycle de vie. La marge EGT est notamment maintenue positive le plus longtemps possible, prolongeant la durée de vie du turboréacteur 10 avant un éventuel dépôt en maintenance.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de pilotage d'un jeu (38) entre, d'une part, des sommets (30a) d'aubes (30) d'un rotor d'une turbine haute pression (24) d'un
5 moteur (10) d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine (34) d'un carter (32) entourant lesdites aubes (30) de la turbine haute pression (24), le procédé comprenant la commande d'une vanne (44) délivrant un flux d'air dirigé vers ledit anneau de turbine (34), ce procédé étant caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :
- 10 - une détection (301, 401) d'une phase transitoire d'accélération du moteur (10) à partir d'au moins un paramètre représentatif du moteur (10) ;
- une réception (302, 402) d'une donnée représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du
15 moteur (10) ;
- une commande (304, 404) d'ouverture de la vanne (44), pour délivrer ledit flux d'air à l'anneau de turbine (34) ou pour augmenter le débit dudit flux d'air délivré, si la phase transitoire d'accélération est détectée et si la température des gaz en sortie de la chambre de
20 combustion (22) du moteur (10) est supérieure à un premier seuil de température (T1) correspondant à un jeu dégradé caractéristique d'un moteur vieilli, le premier seuil de température (T1) étant inférieur à une température de limite de fonctionnement du moteur (10).
- 25 2. Procédé de pilotage selon la revendication 1, dans lequel il est commandé un plus grand pourcentage d'ouverture de la vanne (44) si la température des gaz de combustion dépasse temporairement le premier seuil de température T1.
- 30 3. Procédé de pilotage selon la revendication 1, dans lequel ledit au moins un paramètre représentatif du moteur (10) est le régime du moteur (10) et dans lequel la détection (301, 401) d'une phase transitoire d'accélération du moteur (10) comprend une détermination continue du régime du moteur (10) et une détermination d'une variation du régime du
35 moteur (10) pour un intervalle de temps prédéterminé, la phase transitoire d'accélération du moteur (10) étant détectée pendant ledit intervalle de

temps prédéterminé si la variation du régime du moteur (10) est supérieure ou égale à un seuil de variation caractérisant une phase transitoire d'accélération du moteur (10).

5 4. Procédé de pilotage selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel ledit au moins un paramètre représentatif du moteur est choisi parmi : le régime d'une turbine basse pression du moteur (10), le régime de la turbine haute pression, la position angulaire d'une manette de commande des gaz de l'avion et la donnée représentative de la
10 température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10).

5. Procédé de pilotage selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, pour lequel la vanne (44) est une vanne de type tout-ou-rien
15 configurée pour commuter entre un état ouvert ou un état fermé, le procédé comprenant en outre, suite à l'ouverture (304) de la vanne (44), une commande (306) de fermeture de la vanne (44) lorsque la température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10) est inférieure à un deuxième seuil de température (T2), le
20 deuxième seuil de température (T2) étant inférieur au premier seuil de température (T1).

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, pour lequel la vanne (44) est une vanne à position régulée, le procédé
25 comprenant une commande (404) d'ouverture progressive de la vanne (44) en fonction d'une loi de commande prédéfinie prenant en compte un écart entre la température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10) et le premier seuil de température (T1).

30 7. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel la donnée représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) est une mesure de température réalisée au niveau de la turbine haute pression (24).

35 8. Unité de commande (50) pour le pilotage d'un jeu (38) entre, d'une part, des sommets (30a) d'aubes (30) d'un rotor d'une turbine haute

pression (24) d'un moteur (10) d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine (34) d'un carter (32) entourant lesdites aubes (30) de la turbine haute pression (24), l'unité de commande (50) comprenant des moyens de commande (53) d'une vanne (44), la vanne (44) étant
5 configurée pour délivrer un flux d'air vers ledit anneau de la turbine (34), l'unité de commande (50) étant caractérisée en ce qu'elle comprend :

- des moyens de détection (51) configurés pour détecter une phase transitoire d'accélération du moteur (10) à partir d'au moins un paramètre représentatif du moteur (10) ;
- 10 - des moyens de réception (52) configurés pour recevoir une donnée représentative de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10) ;
- les moyens de commande (53) étant configurés pour commander une ouverture de la vanne (44) pour délivrer ledit flux d'air à l'anneau de
15 turbine (34), ou pour commander une augmentation de débit dudit flux d'air délivré, si la phase transitoire d'accélération est détectée et si la température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10) est supérieure à un premier seuil de température (T1) correspondant à un jeu dégradé caractéristique d'un moteur vieilli, le
20 premier seuil de température (T1) étant inférieur à une température de limite de fonctionnement du moteur (10).

9. Unité de commande selon la revendication 8, dans laquelle les moyens de commande (53) sont en outre configurés pour commander un
25 plus grand pourcentage d'ouverture de la vanne (44) si la température des gaz de combustion dépasse temporairement le premier seuil de température T1.

10. Unité de commande selon la revendication 9, dans laquelle,
30 pour juger de l'état de vieillissement du moteur, l'unité de commande comptabilise un nombre de déclenchement de la commande d'ouverture supplémentaire de la vanne (44).

11. Unité de commande selon la revendication 8, dans laquelle ledit
35 au moins un paramètre représentatif du moteur (10) est le régime du

moteur (10) et dans laquelle les moyens de détection (51) sont configurés pour :

- déterminer de manière continue le régime du moteur (10) ;
- déterminer une variation du régime du moteur (10) pour un
5 intervalle de temps prédéterminé ;
- détecter la phase transitoire d'accélération du moteur (10)
pendant ledit intervalle de temps prédéterminé si la variation du régime
du moteur (10) est supérieure ou égale à un seuil de variation
caractérisant une phase transitoire d'accélération du moteur (10).

10

12. Unité de commande selon l'une quelconque des revendications 8 à 11, dans laquelle la vanne (44) est une vanne de type tout-ou-rien configurée pour commuter entre un état ouvert ou un état fermé, les moyens de commande (53) étant configurés pour commander, suite à
15 l'ouverture de la vanne (44), une fermeture de la vanne (44) lorsque la température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10) est inférieure à un deuxième seuil de température (T2), le deuxième seuil de température (T2) étant inférieur au premier seuil de température.

20

13. Unité de commande selon l'une quelconque des revendications 8 à 11, pour laquelle la vanne (44) est une vanne à position régulée, les moyens de commande (53) étant configurés pour commander une
ouverture progressive de la vanne (44) en fonction d'une loi de commande
25 prédéfinie prenant en compte un écart entre la température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10) et le premier seuil de température (T1).

14. Moteur (10) d'avion à turbine à gaz comprenant une unité de
30 commande (50) selon l'une quelconque des revendications 8 à 13 et au moins une vanne (44) pour agir sur un flux d'air dirigé vers l'anneau de turbine (34) et dans lequel la vanne (44) est commandée par les moyens de commande (53).

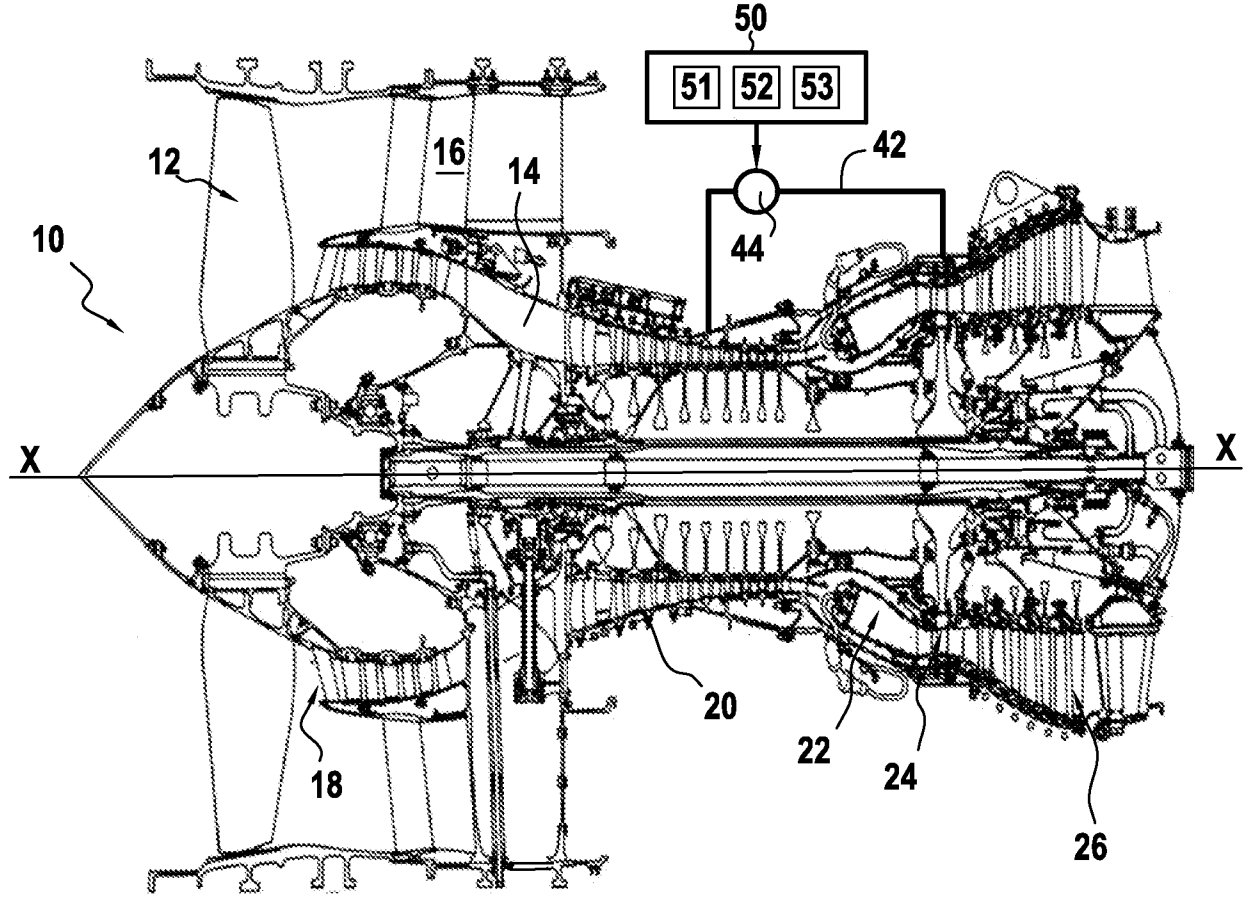
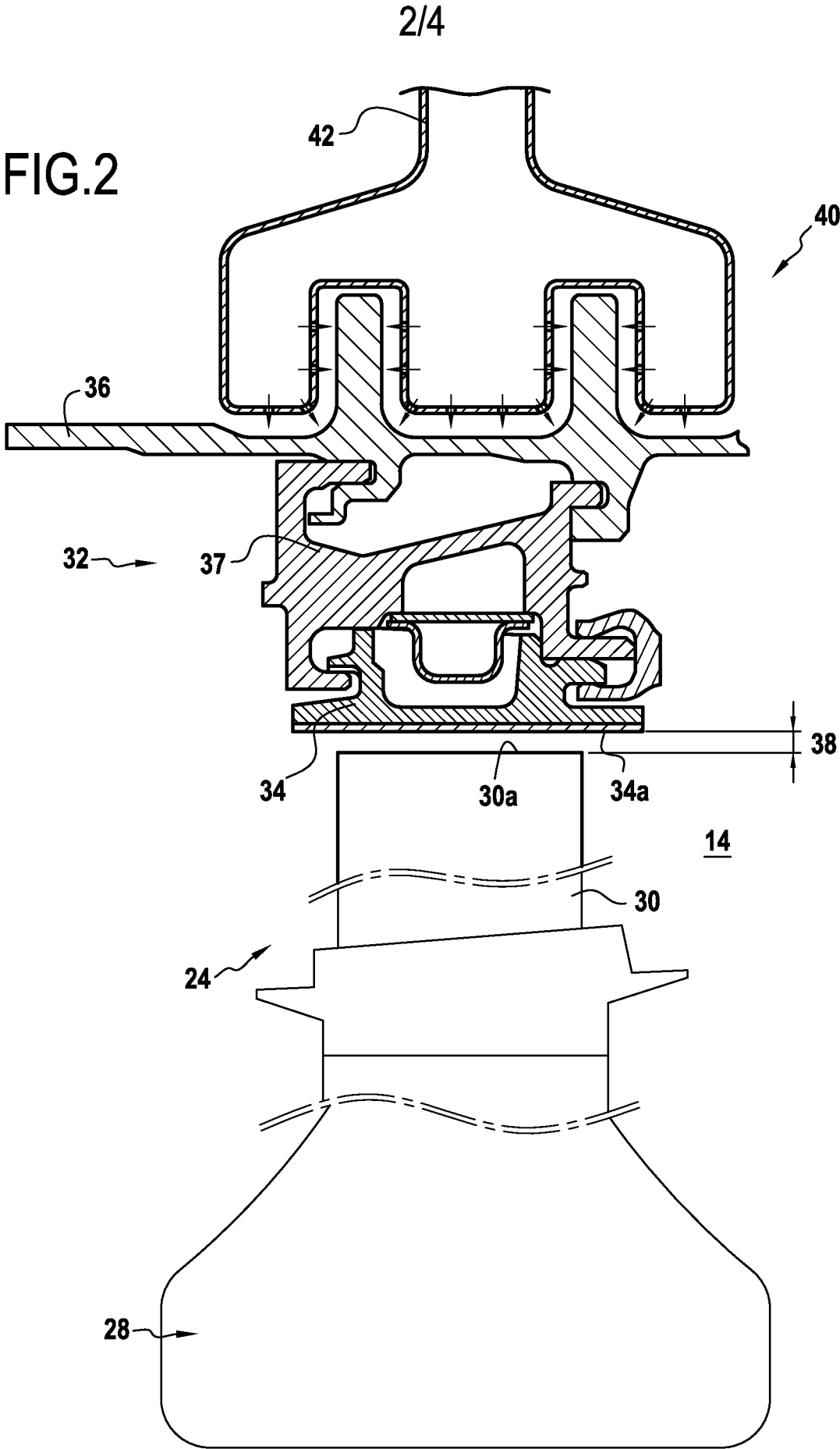


FIG.1



3/4

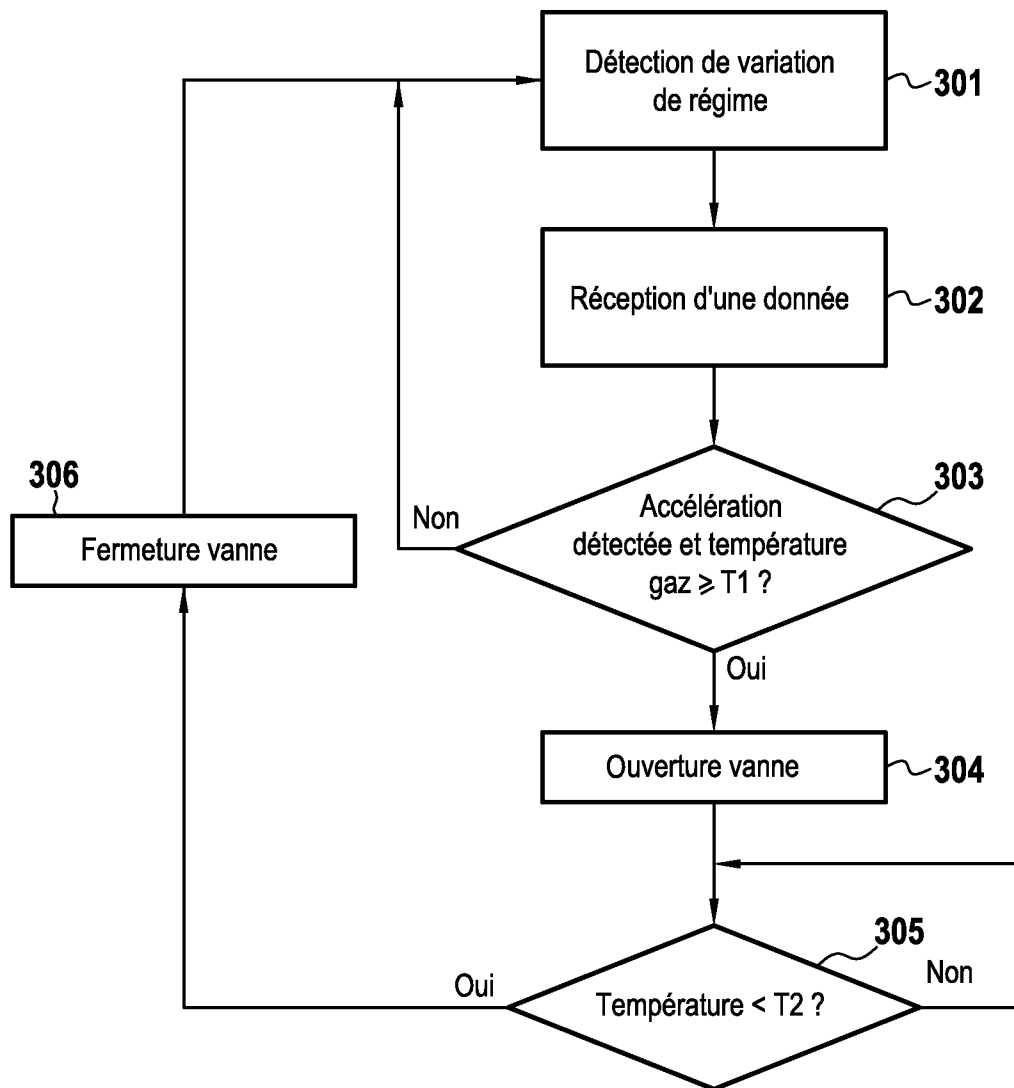


FIG.3

4/4

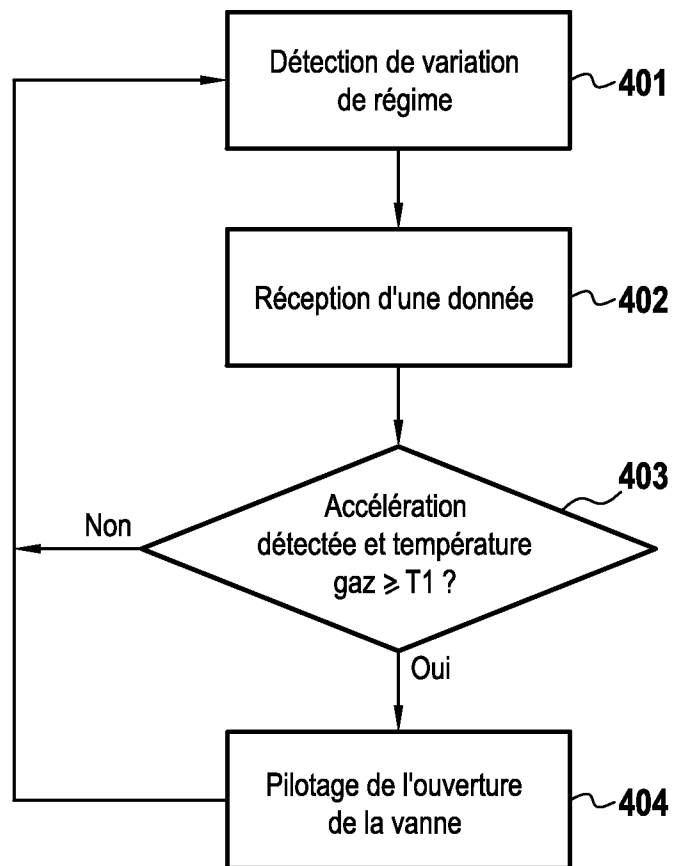


FIG.4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/FR2019/050438

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**F01D 11/24**(2006.01)i

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)

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 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	FR 2997443 A1 (SNECMA [FR]) 02 May 2014 (2014-05-02) page 4, line 1 - page 6, line 29 page 8, line 4 - page 10, line 7 page 12, line 4 - page 13, line 11 page 14, line 31 - page 15, line 30 page 19, line 32 - page 20, line 12; claims 1-4, 9-10; figures 1-4	1-14
X	EP 1607584 A1 (SNECMA [FR]) 21 December 2005 (2005-12-21) paragraph [0010] - paragraph [0019] paragraph [0028] - paragraph [0034]; claims 1-3, 6-8, 11-13, 18; figures 1, 2	1-14
X	US 2005109016 A1 (ULLYOTT RICHARD [CA]) 26 May 2005 (2005-05-26) paragraph [0017] - paragraph [0031]; claims 1-6, 12-17; figures 1-4	1-14
X	US 6626635 B1 (PROWSE KEVIN JOSEPH [US] ET AL) 30 September 2003 (2003-09-30) column 3, line 15 - column 6, line 32; claim 1; figure 1	1-14



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

11 June 2019

Date of mailing of the international search report

18 June 2019

Name and mailing address of the ISA/EP

European Patent Office
p.b. 5818, Patentlaan 2, 2280 HV Rijswijk
Netherlands

Telephone No. (+31-70)340-2040

Facsimile No. (+31-70)340-3016

Authorized officer

Balice, Marco

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/FR2019/050438

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
FR	2997443	A1	02 May 2014	FR	2997443	A1	02 May 2014
				WO	2014068236	A1	08 May 2014
EP	1607584	A1	21 December 2005	CA	2509488	A1	15 December 2005
				EP	1607584	A1	21 December 2005
				FR	2871513	A1	16 December 2005
				JP	2006002766	A	05 January 2006
				RU	2372494	C2	10 November 2009
				UA	84280	C2	10 October 2008
				US	2005276690	A1	15 December 2005
US	2005109016	A1	26 May 2005	CA	2546501	A1	02 June 2005
				US	2005109016	A1	26 May 2005
				WO	2005049971	A1	02 June 2005
US	6626635	B1	30 September 2003	NONE			

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F01D11/24
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)
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)

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	FR 2 997 443 A1 (SNECMA [FR]) 2 mai 2014 (2014-05-02) page 4, ligne 1 - page 6, ligne 29 page 8, ligne 4 - page 10, ligne 7 page 12, ligne 4 - page 13, ligne 11 page 14, ligne 31 - page 15, ligne 30 page 19, ligne 32 - page 20, ligne 12; revendications 1-4, 9-10; figures 1-4 -----	1-14
X	EP 1 607 584 A1 (SNECMA [FR]) 21 décembre 2005 (2005-12-21) alinéa [0010] - alinéa [0019] alinéa [0028] - alinéa [0034]; revendications 1-3, 6-8, 11-13, 18; figures 1,2 ----- -/-	1-14



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

11 juin 2019

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

18/06/2019

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

Balice, Marco

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 2005/109016 A1 (ULLYOTT RICHARD [CA]) 26 mai 2005 (2005-05-26) alinéa [0017] - alinéa [0031]; revendications 1-6, 12-17; figures 1-4 -----	1-14
X	US 6 626 635 B1 (PROWSE KEVIN JOSEPH [US] ET AL) 30 septembre 2003 (2003-09-30) colonne 3, ligne 15 - colonne 6, ligne 32; revendication 1; figure 1 -----	1-14

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2019/050438

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2997443	A1	02-05-2014	FR 2997443 A1	02-05-2014
			WO 2014068236 A1	08-05-2014
EP 1607584	A1	21-12-2005	CA 2509488 A1	15-12-2005
			EP 1607584 A1	21-12-2005
			FR 2871513 A1	16-12-2005
			JP 2006002766 A	05-01-2006
			RU 2372494 C2	10-11-2009
			UA 84280 C2	10-10-2008
			US 2005276690 A1	15-12-2005
US 2005109016	A1	26-05-2005	CA 2546501 A1	02-06-2005
			US 2005109016 A1	26-05-2005
			WO 2005049971 A1	02-06-2005
US 6626635	B1	30-09-2003	AUCUN	