

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

①① N° de publication : **3 078 362**

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

②① N° d'enregistrement national : **18 51777**

⑤① Int Cl⁸ : **F 01 D 11/14 (2018.01), F 01 D 11/24**

①②

BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ PROCÉDE ET UNITÉ DE COMMANDE POUR LE PILOTAGE DU JEU D'UNE TURBINE HAUTE PRESSION.

②② Date de dépôt : 28.02.18.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la demande : 30.08.19 Bulletin 19/35.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du brevet d'invention : 01.07.22 Bulletin 22/26.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑥⑥ Références à d'autres documents nationaux apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *SAFRAN AIRCRAFT ENGINES Société par actions simplifiée — FR.*

⑦② Inventeur(s) : *FRAISSE PATRICE, BRUSQ TANGI RUMON et LECORDIX JEAN-LOIC HERVE.*

⑦③ Titulaire(s) : *SAFRAN AIRCRAFT ENGINES Société par actions simplifiée.*

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

FR 3 078 362 - B1



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
5 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.

Le jeu existant entre le sommet des aubes d'une turbine et l'anneau qui les entoure est dépendant des différences de variations
10 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 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
15 la force centrifuge s'exerçant sur le rotor de turbine).

Pour augmenter la performance d'une turbine, il est souhaitable de minimiser le jeu autant que possible. D'autre part, lors d'une
20 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 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
25 pincement.

Il est connu de recourir à un système de pilotage actif pour piloter 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
30 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 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
35 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 ».

5 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
10 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.

15 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
20 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
25 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,
30 tout en écartant le risque éventuel de dégradation des aubes de la turbine haute pression.

Objet et résumé de l'invention

35 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
5 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 :

- une détection d'une phase transitoire d'accélération du moteur à partir d'au moins un paramètre représentatif du moteur ;

10 - 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
15 température des gaz en sortie de la chambre de combustion du moteur est supérieure à un premier seuil de température, 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
20 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
25 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
30 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
35 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. Typiquement un moteur vieilli présente dans sa turbine haute pression un jeu plus important comparé à un moteur neuf. En fonction du

5 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 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

10 marge EGT positive, ce qui permet d'augmenter la durée de vie du moteur et de repousser son dépôt en maintenance.

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

15 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

20 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

25 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

30 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

35 une vanne à position régulée, le procédé comprenant une commande 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.

5 Dans un exemple de réalisation de ce procédé, la donnée 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.

10 L'invention propose également, selon un autre aspect, une unité de commande pour le 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, 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,

15 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

20 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

25 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, le premier seuil de température étant inférieur à une température de limite de fonctionnement du moteur.

30 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 ;

35 - 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
 5 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
 10 seuil de température.

Dans un autre exemple de réalisation, dans cette unité de commande, la vanne est une vanne à position réglée, les moyens de commande étant configurés pour commander une ouverture progressive de la vanne en fonction d'une loi de commande prédéfinie prenant en
 15 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
 20 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,
 25 donnés à titre d'exemples non limitatifs, en référence aux dessins annexés, sur lesquels :

- 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
 30 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 ;

- 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
 35 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 moteur de la figure 1 selon un deuxième mode de réalisation.

5 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 l'invention. Bien entendu, l'invention n'est pas limitée à ce type particulier de moteur d'avion à turbine à gaz.

10 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 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
15 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
20 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 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
25 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.

30 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
35 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).

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 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 dilatation du carter 1 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.

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.

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 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.

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 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 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 régime de vol.

5 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.

10 Un paramètre représentatif du turboréacteur 10 est à titre 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 une période prédéfinie, par exemple choisie entre 1 seconde et 5 minutes. Durant cet intervalle de temps prédéterminé, les moyens de détection 51
15 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 turboréacteur 10. Ainsi, si pendant l'intervalle prédéterminé la variation du régime de rotation du turboréacteur 10 est supérieure ou égale à un seuil
20 de variation caractérisant une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10, les moyens de détection 51 détectent une phase transitoire d'accélération.

25 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.

30 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.

35 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 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 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 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 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 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 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 d'une situation pour laquelle une phase transitoire d'accélération du turboréacteur 10 est détectée et pour laquelle la température des gaz de 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 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 risquerait de se 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.

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
5 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 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
10 un deuxième seuil de température T2 choisi comme égal ou inférieur au 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
15 inférieure au deuxième seuil de température T2, les moyens de 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
25 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, 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.
30 Ainsi, le jeu 38 de la turbine haute pression 24 est une fois encore
35

optimisé, entraînant par la suite une diminution des gaz de combustion et donc de l'Overshoot.

5 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.

10 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.

15 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
20 notamment un vieillissement ou une dégradation des performances du turboréacteur 10 nécessitant une réduction de son Overshoot afin de limiter tout risque de rapprochement à la Red Line EGT.

25 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 combustion 22 et permet de réduire l'Overshoot en température du turboréacteur 10.

30 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 turboréacteur 10. Typiquement la turbine haute pression 24 d'un moteur vieilli présente un jeu 38 plus important comparé à un moteur neuf. Le
35 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 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

5 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).
2. Procédé de pilotage selon la revendication 1, dans lequel ledit au
25 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
30 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).

3. Procédé de pilotage selon l'une quelconque des revendications 1 ou 2, 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 température des gaz en sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10).

4. Procédé de pilotage selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, pour lequel la vanne (44) 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 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 deuxième seuil de température (T2) étant inférieur au premier seuil de température (T1).

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, pour lequel la vanne (44) est une vanne à position régulée, le procédé 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).

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, 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).

7. 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

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 :

- 5 - 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) ;
- 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) ;
- 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 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
- 15 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).

8. Unité de commande selon la revendication 7, dans laquelle ledit
20 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
25 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).

30

9. Unité de commande selon l'une quelconque des revendications 7 ou 8, 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
35 moyens de commande (53) étant configurés pour commander, suite à 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.

5 10. Unité de commande selon l'une quelconque des revendications
7 ou 8, 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
prédéfinie prenant en compte un écart entre la température des gaz en
10 sortie de la chambre de combustion (22) du moteur (10) et le premier seuil
de température (T1).

15 11. Moteur (10) d'avion à turbine à gaz comprenant une unité de
commande (50) selon l'une quelconque des revendications 7 à 10 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).

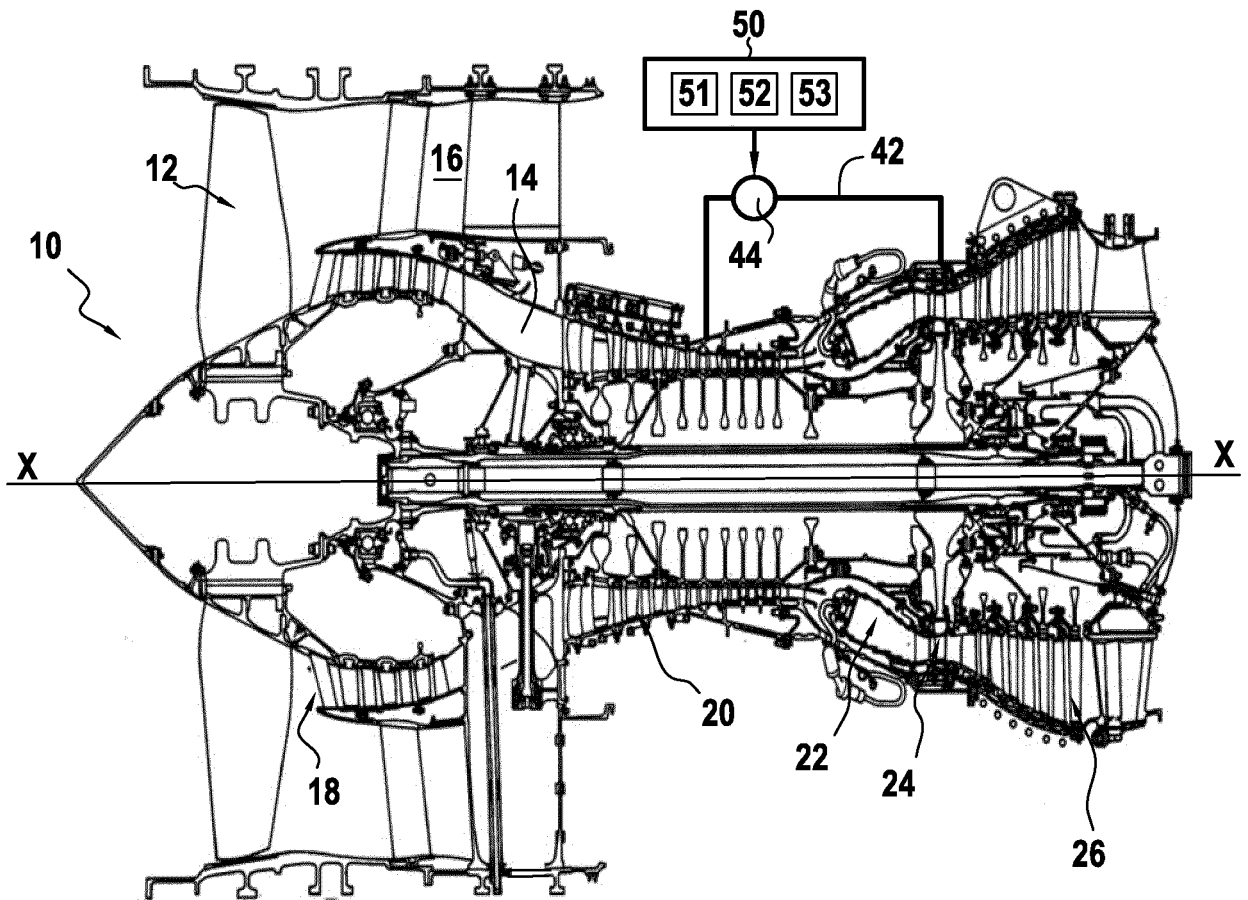
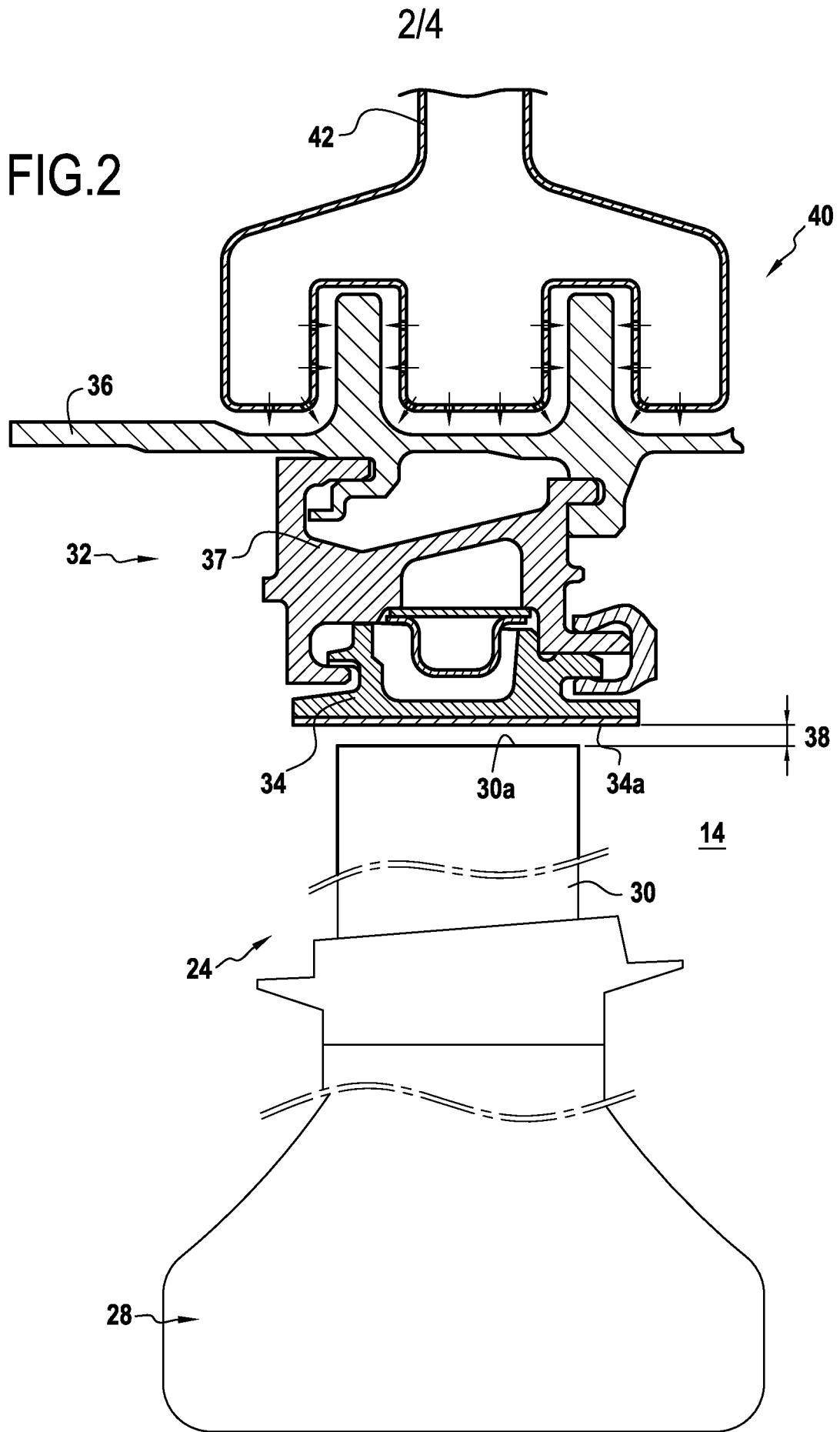


FIG. 1



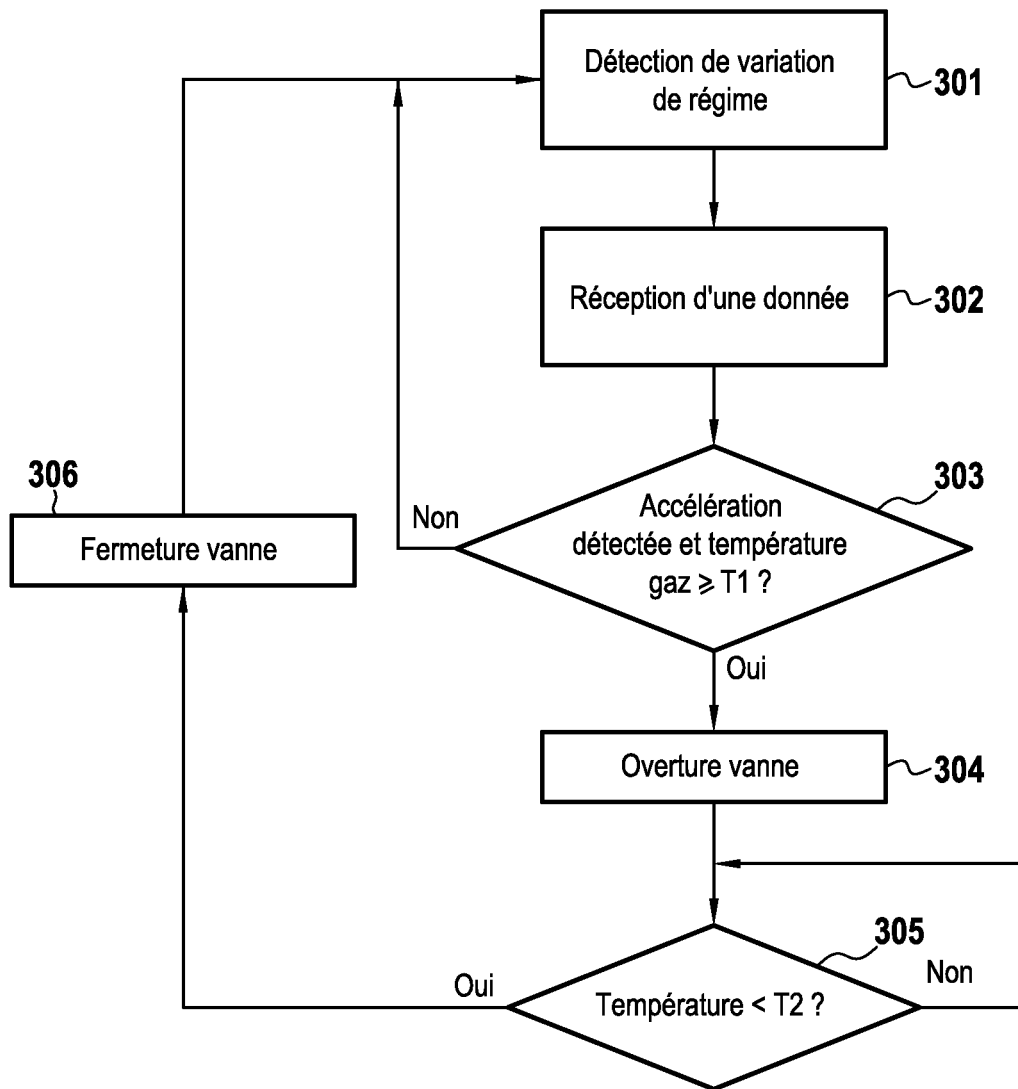


FIG.3

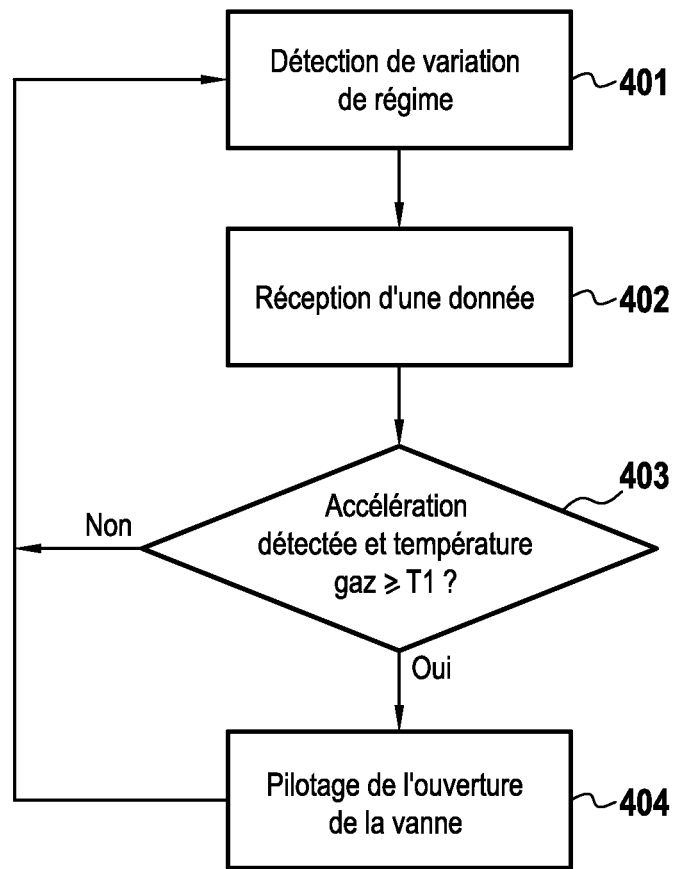


FIG.4

RAPPORT DE RECHERCHE

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

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

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

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

CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

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

Le demandeur a maintenu les revendications.

Le demandeur a modifié les revendications.

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

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

Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

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

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

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

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

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

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

FR 2 997 443 A1 (SNECMA [FR]) 2 mai 2014 (2014-05-02)

US 2005/109016 A1 (ULLYOTT RICHARD [CA]) 26 mai 2005 (2005-05-26)

US 6 626 635 B1 (PROWSE KEVIN JOSEPH [US] ET AL) 30 septembre 2003 (2003-09-30)

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

NEANT

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

NEANT