

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
8 mai 2014 (08.05.2014)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/068236 A1

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

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2013/052575

(22) Date de dépôt international :
28 octobre 2013 (28.10.2013)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1260434 31 octobre 2012 (31.10.2012) FR

(71) Déposant : SNECMA [FR/FR]; 2 Boulevard du Général
Martial Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeurs : **VIGUIER, Rémy**; c/o SNECMA PI (AJI),
Rond-Point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-cramayel
Cedex (FR). **BONNEAU, Damien**; c/o SNECMA PI
(AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-
cramayel Cedex (FR). **BOURGETEAU, Quentin**; c/o
SNECMA PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, F-
77550 Moissy-cramayel Cedex (FR). **GAULLY, Bruno,**
Robert; c/o SNECMA PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-
Réau, F-77550 Moissy-cramayel Cedex (FR). **OLIVIER,**
Amaury; c/o SNECMA PI (AJI), Rond-Point René Ra-
vaud-Réau, F-77550 Moissy-cramayel Cedex (FR).

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

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

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : CONTROL UNIT AND METHOD FOR CONTROLLING BLADE TIP CLEARANCE

(54) Titre : UNITE DE COMMANDE ET PROCEDE DE PILOTAGE DE JEU EN SOMMET D'AUBES.

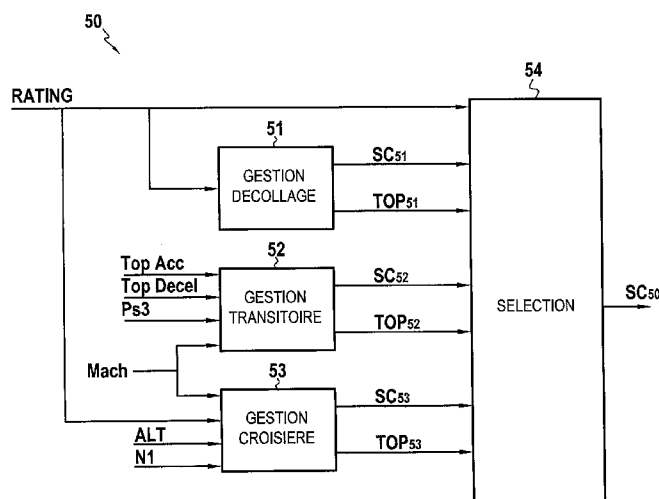


FIG.3

(57) Abstract : Control unit for controlling the clearance
between the blade tips of a turbine rotor of a gas turbine
aircraft engine and a turbine shroud of a casing surroun-
ding the blades, comprising a control module (50) confi-
gured to determine a control signal (SC50) for controlling
at least one valve to act on a flow rate and/or temperature
of air directed toward the casing, comprising: - a take-off
management module (51) configured to supply a first
control signal (SC51) equal, for at least one predetermi-
ned duration following the starting of the engine, to a first
predefined value corresponding to a reduction of the clea-
rance, - a transient management module (52) configured
to supply a second control signal (SC52) corresponding to
the placing of the valve in a fallback position for a se-
cond duration, - a cruising management module (53)
configured to supply a third control signal (SC53) once
the aeroplane reaches at least one altitude (ALT) and one
speed (Mach), and - a selection module (54) configured to
select the control signal from the first, second and third
control signals according to the engine operating regime.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

51 TAKE-OFF MANAGEMENT
52 TRANSIENT MANAGEMENT
53 CRUISING MANAGEMENT

WO 2014/068236 A1



TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

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

Unité de commande pour le pilotage d'un jeu entre des sommets d'aubes d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et un anneau de turbine d'un carter entourant les aubes, comprenant un module de commande (50) configuré pour déterminer un signal de commande (SC50) d'au moins une vanne pour agir sur un débit et/ou une température d'air dirigé vers le carter, comprenant : - un module de gestion pour décollage (51) configuré pour fournir un premier signal de commande (SC51) égal pendant au moins une durée prédéterminée suivant le démarrage du moteur, à une première valeur prédéfinie correspondant à une diminution du jeu, - un module de gestion pour transitoire (52) configuré pour fournir un deuxième signal de commande (SC52) correspondant au placement de la vanne dans une position de repli pendant une deuxième durée, - un module de gestion pour croisière (53) configuré pour fournir un troisième signal de commande (SC53) à partir d'au moins une altitude (ALT) et une vitesse (Mach) de l'avion, et - un module de sélection (54) configuré pour sélectionner le signal de commande parmi le premier, le deuxième et le troisième signal de commande en fonction d'un régime de fonctionnement du moteur.

UNITE DE COMMANDE ET PROCEDE DE PILOTAGE DE JEU EN SOMMET D'AUBES

Arrière-plan de l'invention

5 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 de 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.

20 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 compresseur et/ou de la soufflante de la turbomachine. De l'air frais
25 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.

 Un tel pilotage actif est contrôlé par une unité de commande,
30 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. A cet effet, l'unité de commande met en œuvre une boucle de régulation qui comprend la comparaison d'une
35 consigne de jeu et d'une estimation du jeu de sommet d'aubes réel.

L'estimation du jeu de sommet d'aubes réel nécessite de connaître l'état thermique du moteur, notamment au démarrage, ce qui est complexe à réaliser. De plus, le temps de calcul nécessaire est relativement long. Enfin, l'estimation du jeu de sommet d'aubes utilise de
5 nombreux paramètres, tables, filtres, etc., et la mise au point de la boucle de régulation est donc complexe.

Le document FR 2 971 291 A1 propose de piloter le jeu de sommet d'aube avec une boucle de régulation et une vanne de type tout-ou-rien commandée en modulation en largeur d'impulsion. La boucle de
10 régulation nécessite l'estimation du jeu de sommet d'aube et présente donc les inconvénients précités.

Le document FR 2 960 905 A1 propose en variante un procédé de pilotage du jeu, dans lequel la vanne est soit ouverte soit fermée, en fonction de la phase de vol de l'aéronef. La commande de la vanne peut
15 donc être relativement simple, et il est possible d'utiliser une vanne de type tout-ou-rien.

Objet et résumé de l'invention

La présente invention a pour but principal de pallier aux
20 inconvénients de l'état de la technique nécessitant notamment l'estimation du jeu de sommet d'aube, et propose à cet effet un perfectionnement du mécanisme de pilotage décrit dans le document FR 2 960 905.

Plus précisément, l'invention propose une unité de commande pour le pilotage d'un jeu entre, d'une part, des sommets d'aubes d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un
25 anneau de turbine d'un carter entourant les aubes, l'unité de commande comprenant un module de commande configuré pour déterminer un signal de commande d'au moins une vanne pour agir sur un débit et/ou une température d'air dirigé vers le carter.

30 Cette unité de commande est remarquable en ce que le module de commande comprend :

- un module de gestion pour décollage, configuré pour fournir un premier signal de commande associé à une phase de décollage de l'avion, et égal pendant une première durée prédéterminée suivant le démarrage du
35 moteur, à une première valeur prédéfinie correspondant à une diminution du jeu,

- un module de gestion pour transitoire, configuré pour fournir un deuxième signal de commande associé à une phase transitoire de fonctionnement du moteur, et égal à une deuxième valeur correspondant au placement de la vanne, pendant une deuxième durée déterminée, dans
5 une position de repli déterminée,
- un module de gestion pour croisière configuré pour fournir un troisième signal de commande associé à une phase de croisière du moteur, à partir d'une troisième valeur prédéfinie ajustée en fonction d'au moins une altitude et une vitesse de l'avion, et
- 10 - un module de sélection configuré pour sélectionner le signal de commande parmi le premier, le deuxième et le troisième signal de commande en fonction d'un régime de fonctionnement du moteur.

Corrélativement, l'invention propose un procédé de commande d'un jeu entre, d'une part, des sommets d'aubes d'un rotor de turbine d'un
15 moteur d'avion à turbine à gaz et, d'autre part, un anneau de turbine d'un carter entourant les aubes, ledit procédé étant mis en œuvre par une unité de commande, ledit procédé de commande comprenant la détermination d'un signal de commande d'au moins une vanne pour agir sur un débit et/ou une température d'air dirigé vers le carter.

20 Ce procédé de commande est remarquable en ce qu'il comprend pour déterminer le signal de commande :

- une étape de fourniture d'un premier signal de commande associé à une phase de décollage de l'avion, et égal, pendant une première durée prédéterminée suivant le démarrage du moteur, à une première valeur
25 prédéfinie correspondant à une diminution du jeu,
- une étape de fourniture d'un deuxième signal de commande associé à une phase transitoire de fonctionnement du moteur, et égal à une deuxième valeur correspondant au placement de la vanne, pendant une deuxième durée déterminée, dans une position de repli déterminée,
- 30 - une étape de fourniture d'un troisième signal de commande associé à une phase de croisière du moteur, à partir d'une troisième valeur prédéfinie ajustée en fonction d'au moins une altitude et une vitesse de l'avion, et
- une étape de sélection dudit signal de commande déterminé par l'unité
35 de commande parmi le premier, le deuxième et le troisième signal de commande en fonction d'un régime de fonctionnement du moteur.

Par opposition à la régulation de l'art antérieur précité, qui peut être qualifiée de régulation en boucle fermée car elle repose sur une estimation du jeu de sommet d'aube, la régulation mise en œuvre par l'unité de commande de l'invention peut être qualifiée de régulation en
5 boucle ouverte car elle ne nécessite pas d'estimer ce jeu.

En effet, les inventeurs ont judicieusement observé le comportement d'une vanne pilotée par une boucle fermée de l'art antérieur, au cours d'une mission typique d'un aéronef. Cette mission incluait les phases de vol suivantes : ralenti au sol, décollage et montée,
10 croisière à 30000 pieds, palier à 20000 pieds, approche et atterrissage. Les inventeurs ont constaté que le comportement de la vanne, au cours de cette mission, était relativement simple. Ils en ont déduit qu'il était possible, à partir d'au moins trois modes de gestion différents bien choisis et adaptés à différentes phases de vol de l'aéronef (décollage, croisière et
15 transitoire), de déterminer l'ouverture de vanne nécessaire à chaque instant d'une mission typique d'un aéronef, à partir d'un nombre limité de données d'entrée, et sans nécessiter l'estimation du jeu.

Ainsi, plus spécifiquement, les trois modes de gestion implémentés selon l'invention visent essentiellement à :

- 20 — à limiter l'ouverture du jeu lors de la phase de décollage, de sorte à limiter le dépassement (ou « overshoot » en anglais) de la limite fixée pour la température des gaz d'échappement (EGT Exhaust Gas Temperature) en sortie de la turbine haute-pression du turboréacteur ;
- à éviter le contact entre les aubes et le carter de turbine du fait du
25 changement de régime, et dans une certaine mesure, d'un changement de température des pièces du moteur (et notamment de la turbine), lors des phases transitoires ; et
- à limiter le jeu en sommet d'aubes, en phase de croisière, afin d'améliorer les performances du moteur à turbine à gaz.

30 Il convient de noter que l'invention ne se limite pas à ces trois modes de gestion, et d'autres modes de gestion, en sus des trois précités, peuvent être envisagés en variante, comme par exemple un mode gérant la montée ou la descente de l'aéronef, etc.

La régulation en boucle ouverte proposée par l'invention permet
35 donc de répondre au besoin d'une régulation active du jeu, sans pour

autant nécessiter d'estimation du jeu, ce qui permet d'éviter les difficultés liées à cette estimation.

De plus, les ressources nécessaires au calcul du signal de commande (ressources logicielles, temps de calcul, informations
5 nécessaires, etc.) conformément à l'invention sont relativement limitées.

Par ailleurs, la logique de la régulation opérée par l'invention, et l'architecture supportant cette logique de régulation, sont avantageusement simplifiées par rapport à l'état de la technique, et ne nécessitent pas le choix d'un grand nombre de paramètres : la mise au
10 point de la boucle de régulation sur le moteur est donc relativement simple, et requiert peu de réglages.

En outre, au niveau de la vanne commandée, la simplification du pilotage obtenue grâce à l'invention permet d'améliorer la durée de vie de la vanne en réduisant notamment l'usure des étanchéités de la vanne
15 liée à son mouvement.

Selon un mode de réalisation, le module de gestion pour décollage est configuré pour fournir en outre, après la première durée prédéterminée, comme premier signal de commande, une quatrième valeur prédéfinie correspondant à une augmentation du jeu.

20 Selon un mode de réalisation, le module de gestion pour transitoire est configuré pour sélectionner la deuxième valeur parmi deux valeurs prédéfinies en fonction d'une température de carter et d'une température de flux.

25 Selon un mode de réalisation, le module de gestion pour transitoire est configuré pour sélectionner la deuxième valeur parmi deux valeurs prédéfinies en fonction d'une durée écoulée depuis le démarrage du moteur.

30 Selon un mode de réalisation, le module de gestion pour croisière est configuré pour déterminer le troisième signal de commande en fonction d'un régime de fonctionnement du moteur.

Conformément à l'invention, la sélection du signal de commande est opérée par le module de sélection en fonction du régime de fonctionnement du moteur.

35 Dans un mode privilégié de réalisation de l'invention, ce régime de fonctionnement du moteur est déterminé à partir de la consigne de poussée transmise au moteur. Cette consigne peut être dérivée de divers

paramètres, comme par exemple de la position de la manette de commande (ou de pilotage) de l'avion.

Selon un mode de réalisation, le module de sélection est configuré pour sélectionner le premier signal de commande lorsqu'un paramètre de gestion d'une poussée appliquée au moteur correspond à une situation de ralenti au sol.

Selon un mode de réalisation, le module de sélection est en outre configuré pour sélectionner le deuxième signal de commande lorsque le paramètre de gestion de la poussée ne correspond pas à une situation de ralenti au sol et qu'une accélération ou une décélération de régime est détectée.

Selon un mode de réalisation, le module de sélection est en outre configuré pour sélectionner le troisième signal de commande lorsque le paramètre de gestion de la poussée ne correspond pas à une situation de ralenti au sol et qu'aucune accélération ou une décélération de régime n'est détectée.

Autrement dit, le module de gestion pour décollage, le module de gestion pour transitoire et le module de gestion pour croisière fournissent respectivement le premier signal de commande, le deuxième signal de commande et le troisième signal de commande (par exemple en continu) au module de sélection, qui opère alors une sélection parmi les signaux de commande fournis en fonction de la phase de vol dans laquelle se trouve l'avion déterminée à partir du paramètre de gestion de la poussée.

L'invention propose aussi un moteur d'avion à turbine à gaz comprenant une unité de commande conforme à l'invention et au moins une vanne pour agir sur un débit et/ou une température d'air dirigé vers le carter, dans lequel ladite vanne est commandée en fonction dudit signal de commande.

30

Brève description des dessins

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

35

- 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 ;

5 - 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 moteur de la figure 1,

10 - la figure 4 est un schéma fonctionnel du module de gestion de décollage du module de commande de la figure 3,

- la figure 5 est un schéma fonctionnel du module de gestion de transitoire du module de commande de la figure 3,

- la figure 6 est un graphe représentant une loi de conversion utilisée par le module de la figure 5,

15 - la figure 7 est un schéma fonctionnel du module de gestion de croisière du module de commande de la figure 3,

- la figure 8 est un graphe représentant une loi de conversion utilisée par le module de la figure 7,

20 - La figure 9 est un graphe représentant les valeurs d'un coefficient de protection utilisé par le module de la figure 7,

- la figure 10 est un schéma fonctionnel du module de sélection du module de commande de la figure 3, et

- la figure 11 est un graphe illustrant l'évolution du jeu au cours d'une mission d'un aéronef.

25

Description détaillée d'un mode 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.

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 d'écoulement de flux primaire 14 comprend un compresseur basse-

pression 18, un compresseur haute-pression 20, une chambre de combustion 22, une turbine haute-pression 24 et une turbine basse-pression 26.

Comme représenté plus précisément par la **figure 2**, la turbine haute-pression 24 du turboréacteur comprend un rotor formé d'un disque 28 sur lequel sont montées une pluralité d'aubes 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 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 46 commande le débit et/ou la température de l'air dirigé vers le carter externe de turbine 36. L'unité de commande 46 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 multiperforation 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 46.

La vanne 44 est ici 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, ce qui a pour effet une dilatation thermique de ce dernier et une augmentation 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.

10 Bien entendu, l'invention n'est pas limitée à ce type particulier de pilotage des dimensions du carter 32. Ainsi, un autre exemple non représenté consiste à prélever de l'air au niveau de deux étages différents du compresseur et de commander des vannes pour moduler le débit de chacun de ces prélèvements pour régler la température du mélange à 15 diriger sur le carter externe de turbine 36. Cette variante peut être ramenée par équivalence à un pilotage basé sur un signal de commande compris entre 0% et 100% et n'est donc pas décrite en détail.

On décrit maintenant la commande de la vanne 44 par l'unité de commande 46 de manière plus détaillée. L'unité de commande 46 20 présente l'architecture matérielle d'un ordinateur et comprend notamment un processeur, une mémoire non-volatile, une mémoire volatile, etc. La mémoire non-volatile de l'unité de commande 46 constitue un support d'enregistrement, lisible par le processeur de l'unité de commande 46 et sur lequel est enregistré un programme d'ordinateur comportant des 25 instructions pour l'exécution des étapes d'un procédé de commande conforme à l'invention.

De manière connue, l'unité de commande 46 obtient, par mesure ou par calcul, les valeurs de différentes grandeurs caractérisant le fonctionnement de l'aéronef et du turboréacteur 10, et en particulier des 30 grandeurs suivantes :

- RATING, un signal créé par la fonction de gestion de la poussée de l'unité de commande 46, décrit plus en détail ci-après,
- Mach, le nombre de mach de l'aéronef : ce nombre, de façon connue, est représentatif de la vitesse de l'aéronef (ramenée à la vitesse du son), 35
- ALT, l'altitude de vol de l'aéronef,

- N1, le régime du corps basse-pression du turboréacteur,
- N2, le régime du corps haute-pression du turboréacteur,
- Ps3, la pression de la chambre de combustion 22,
- TopDecel, un signal représentant une détection d'une intention de
5 décélération du turboréacteur, et
- TopAcc, un signal représentant une détection d'une intention
d'accélération du turboréacteur.

Le signal RATING est utilisé par la fonction de gestion de la
poussée de l'unité de commande 46, et est connu de l'homme du métier.
10 Il reflète ici les différentes positions de la manette de commande (i.e. de
pilotage) utilisée par le pilote de l'avion.

Dans l'exemple envisagé ici, le signal RATING peut prendre 16
valeurs discrètes numérotées 0 à 15 traduisant différents niveaux de
poussée appliquée au turboréacteur 10, desquels peuvent être déduit un
15 régime de fonctionnement du turboréacteur 10 (ex. régime N1).

Le tableau I indique, à titre illustratif, l'intitulé du RATING
associé aux numéros 0 à 15, qui correspond ici à la valeur (ou l'intervalle
de valeurs) de la consigne de poussée appliquée au turboréacteur pour
chaque RATING. La troisième colonne du tableau I sera décrite ci-après.

20

Numéro	Intitulé (valeur de la consigne de poussée correspondante)	Sélection
0	MaxRev	Transitoire
1		
2	MinRev	Transitoire
3	Entre MinRev et Ralenti	Transitoire
4		
5		
6	Ralenti	Transitoire
7	Entre Ralenti et MCL	Croisière ou Transitoire
8	MCL	Croisière ou Transitoire
9	Entre MCL et MCT	Croisière ou Transitoire
10	MCT	Croisière ou Transitoire
11	NTO	Décollage
12	Entre NTO et APR	Décollage
13	APR	Décollage

14	Entre MCT et APR	Décollage
15	Entre MCT et NTO	Décollage

Tableau I

Dans ce tableau I :

- MaxRev désigne la poussée maximale disponible en mode reverse (inversion de poussée) ;
- 5 - MinRev désigne la poussée intermédiaire disponible en mode reverse (inversion de poussée) (la poussée minimale correspondant au ralenti) ;
- MCL (pour Maximum CLimb rating) désigne la poussée maximale recommandée pour les phases de montée ;
- 10 - MCR (pour Maximum Cruise Rating) désigne la poussée maximale recommandée pour les phases de croisière ;
- NTO (pour Normal Take Off) désigne la poussée disponible au décollage, lors d'un fonctionnement normal du turboréacteur ;
- APR (pour Automatic Power Reserve) désigne la poussée maximale
- 15 certifiée pour un décollage en cas de panne de l'autre turboréacteur de l'aéronef ; et
- MCT (pour Maximum ConTinuuous rating) désigne la poussée maximale disponible pour une opération continue du turboréacteur, destinée initialement aux situations d'urgence.

20 Les signaux TopAcc et TopDec reflètent respectivement une intention du turboréacteur d'accélérer ou de décélérer. Ils deviennent actifs ici lorsque la consigne du régime N1 de fonctionnement du turboréacteur 10 (issue de la position de la manette et du signal RATING) est suffisamment éloignée du régime N1 courant. Ces signaux reflètent le

25 fait que le turboréacteur va connaître un transitoire suffisamment important pour changer de type de pilotage (i.e. on passe d'une régulation en régime N1 vers une régulation en régime N2 jusqu'à se rapprocher de la consigne en régime N1, puis on reprend une régulation en régime N1).

30 Le signal TopDecel est par exemple un indicateur binaire, déterminé en fonction du régime N1 de fonctionnement du turboréacteur 10. Lors d'une brusque diminution du régime N1, TopDecel prend la valeur « 1 » représentative d'une décélération.

De manière similaire, le signal TopAcc est par exemple un indicateur binaire, déterminé principalement en fonction du régime N1 de

fonctionnement du turboréacteur 10. Lors d'une brusque augmentation du régime N1, TopAcc prend la valeur « 1 » représentative d'une accélération.

5 L'unité de commande 46 met en œuvre un module de commande 50, représentée sur la **figure 3**, dans laquelle un signal de commande SC₅₀ de la vanne 44 est déterminé. Le module de commande 50, qui est décrit sous la forme de modules fonctionnels 51, 52, 53 et 54, correspond par exemple à l'exécution du programme d'ordinateur précité par l'unité de commande 46.

10 Plus spécifiquement, le module de commande 50 comprend un module de gestion pour décollage 51, un module de gestion pour transitoire 52, un module de gestion pour croisière 53, et un module de sélection 54.

15 Le module de gestion pour décollage 51 détermine et fournit un signal de commande pour transitoire SC₅₁ et un indicateur de sélection pour décollage TOP₅₁, en fonction du signal RATING. Le module de gestion pour décollage 51 a pour fonction de réduire l'ouverture du jeu 38 pendant le décollage de l'avion afin de limiter le dépassement (ou « overshoot » en anglais) de la limite fixée pour la température des gaz d'échappement (EGT Exhaust Gaz Temperature) en sortie de la turbine haute-pression 24 du turboréacteur 10 (cette limite peut être supérieure à la limite de température certifiée par le fabricant du turboréacteur 10 (ou aussi connue sous l'appellation de « redline EGT »)). Le module de gestion pour décollage 51 est décrit plus en détail ci-après en référence à la figure 4.

25 Le module de gestion pour transitoire 52 détermine et fournit un signal de commande pour transitoire SC₅₂ et un indicateur de sélection pour transitoire TOP₅₂, en fonction des signaux TopDecel, TopAcc, Ps3 et Mach. Le module de gestion pour transitoire 52 a pour fonction d'éviter le contact entre les aubes 30 et l'anneau 34 lors des transitoires de régime. Il est décrit plus en détail ci-après en référence aux figures 5 et 6.

30 Le module de gestion pour croisière 53 détermine et fournit un signal de commande pour croisière SC₅₃ et un indicateur de sélection pour croisière TOP₅₃, en fonction des signaux RATING, Mach, ALT et N1. Le module de gestion pour croisière 53 a pour fonction de limiter le jeu 38

pendant la croisière afin d'améliorer les performances du turboréacteur 10. Il est décrit plus en détail ci-après en référence aux figures 7 à 9.

Le module de sélection 54 sélectionne un des signaux de commande SC_{51} , SC_{52} et SC_{53} fournis respectivement par les modules de gestion 52, 53 et 54, en fonction du régime de fonctionnement du turboréacteur 10, et plus spécifiquement dans le mode de réalisation décrit ici, en fonction des signaux RATING, TOP_{51} , TOP_{52} et TOP_{53} . Ce module est décrit plus en détail ci-après, en référence à la figure 10. Le signal sélectionné est noté SC_{50} . L'unité de commande 46 commande alors l'ouverture de la vanne 44 en fonction du signal de commande SC_{50} ainsi déterminé.

La **figure 4** représente le module de gestion pour décollage 51. Ce module comprend un comparateur 60, un compteur 61, et un sélecteur 62.

Le comparateur 60 compare le signal RATING avec la valeur NTO (cf. ligne 11 du Tableau I) et fournit un signal S_{60} binaire représentatif d'une détection du décollage. Plus précisément, si le RATING est supérieur ou égal à NTO (lignes 11 à 15 du Tableau I), S_{60} prend la valeur « 1 » représentative d'un décollage détecté. Si non, S_{60} prend la valeur « 0 » opposée.

Le compteur 61 a pour fonction de limiter la durée d'ouverture de la vanne 44 pendant le décollage, en fournissant un signal binaire S_{61} représentatif d'une détection de décollage pendant une durée limitée. Ainsi, lorsque S_{60} prend la valeur « 1 » représentative d'un décollage détecté, le compteur 61 fournit un signal S_{61} dont la valeur « 1 » est également représentative d'un décollage détecté, et commence à compter une durée D. Lorsque la durée D atteint une valeur prédéterminée D_{max} (première durée au sens de l'invention), le compteur 61 fournit un signal S_{61} de valeur « 0 » opposée, même si le signal S_{60} indique toujours un décollage détecté. Bien entendu, lorsque S_{60} n'indique pas de décollage détecté ($S_{60}=0$), S_{61} non plus ($S_{61}=0$).

Le sélecteur 62 sélectionne une valeur entre deux valeurs prédéfinies, à savoir une valeur prédéfinie V_{FULL} et une valeur prédéfinie V_{LOW} , en fonction du signal S_{61} . La valeur sélectionnée (première valeur au sens de l'invention) est fournie comme signal de commande SC_{51} .

Plus précisément, lorsque S_{61} indique un décollage détecté ($S_{61}=1$), le sélecteur 62 sélectionne pour le signal de commande SC_{51} la valeur V_{FULL} qui correspond à une ouverture de la vanne 44 à 100%. Lorsque S_{61} n'indique pas un décollage détecté ($S_{61}=0$), le sélecteur 62
5 sélectionne pour le signal de commande SC_{51} la valeur V_{LOW} qui correspond à une ouverture de la vanne 44 à plein débit chaud, c'est-à-dire à 0%.

La valeur S_{60} précitée est utilisée par le module 51 de gestion pour décollage pour fournir l'indicateur de sélection pour décollage TOP_{51} précité.

10 Cet indicateur TOP_{51} est un indicateur binaire qui spécifie (notamment à destination du module de sélection 54), si le signal de commande SC_{51} fourni par le sélecteur 62 peut être sélectionné ou non comme signal de commande de la vanne 44 : ainsi, $TOP_{51}=1$ signifie que SC_{51} peut être sélectionné.

15 Dans le mode de réalisation décrit ici, $TOP_{51}=S_{60}$, autrement dit, le signal de commande SC_{51} fourni par le sélecteur 62 est associé à la phase de décollage du turboréacteur 10.

Le fonctionnement du module de gestion pour décollage 51 est donc le suivant. Lorsqu'un décollage est détecté ($SC_{60}=1$), SC_{51} est égale à
20 V_{FULL} pendant la durée D_{max} , et TOP_{51} indique que SC_{51} peut être sélectionné ($TOP_{51}=1$). Ainsi, l'ouverture de la vanne 44 à 100% est commandée, ce qui permet de limiter le jeu pendant cette phase. Après l'écoulement de la durée D_{max} , l'ouverture de la vanne 44 est réduite ($S_{61}=0$), ce qui permet de protéger le mécanisme de la vanne 44.

25 La **figure 5** représente le module de gestion pour transitoire 52. Ce module comprend des portes logiques 70 et 71, un comparateur 72, un compteur 73, un module de conversion 74, et un sélecteur 76.

De façon connue, lorsque le turboréacteur accélère ou décélère en phase transitoire, les températures des pièces de ce turboréacteur
30 changent.

Afin d'éviter tout contact entre les aubes et l'anneau de turbine durant ces phases transitoires, la vanne 44 est placée, conformément à l'invention, en position de repli par le signal de commande SC_{52} lors de ces phases pendant une durée suffisante pour que le jeu 38 se stabilise (cette
35 durée pouvant être déterminée expérimentalement, comme décrit ultérieurement), cette position de repli étant définie de sorte à permettre

l'injection d'air chaud sur le carter externe 36 afin de le dilater au maximum.

Plus spécifiquement, dans le mode de réalisation décrit ici, le sélecteur 76 fournit un signal de commande SC_{52} égal à une valeur (deuxième valeur au sens de l'invention) sélectionnée parmi deux valeurs prédéfinies V_0 et V_1 , correspondant au positionnement de la vanne 44 dans deux positions de repli distinctes, prédéfinies

Ces valeurs sont définies de sorte à pallier à une température de débit d'air chaud insuffisante pour dilater le carter externe 36 et donc augmenter le jeu 38. Par exemple, la valeur V_0 correspond à une vanne 44 en position de repli à 35% (plein débit chaud) et la valeur V_1 à une vanne 44 en position de repli à 4% (faible débit chaud).

Différents critères peuvent être appliqués pour sélectionner l'une ou l'autre des valeurs V_0 et V_1 .

Ainsi, dans une variante, le sélecteur 76 est configuré pour sélectionner la valeur V_0 durant une durée prédéterminée écoulée depuis le démarrage du turboréacteur 10 (durée déterminée expérimentalement), puis sélectionner la valeur V_1 . Les inventeurs ont constaté que ce critère de sélection permet une bonne reproduction du comportement de la régulation en boucle fermée de l'art antérieur, pendant les phases transitoires.

Dans une autre variante, le sélecteur 76 est configuré pour sélectionner V_0 ou V_1 en fonction de la température T_{case} du carter 36 et de la température T_3 de l'air du flux primaire.

Plus précisément, si $T_{case} > T_3$, cela signifie que l'air injecté à la température T_3 est plus froid que le carter 36. Dans ce cas, le carter 36 ne se dilate plus et il faut placer la vanne 44 en position 4%. Dans le cas inverse, c'est-à-dire lorsque $T_{case} < T_3$, l'air injecté à la température T_3 est plus chaud que le carter 36. Ainsi, le carter 36 se dilate. On peut donc garder la vanne 44 en position 35%.

Les signaux TopAcc et TopDecel sont combinés par la porte logique 70 qui est une porte OU.

Le comparateur 72 compare le Mach de l'aéronef avec un seuil prédéterminé $Mach_{min}$ (par exemple $Mach_{min}=0.3$), et délivre un 1 si le Mach de l'aéronef est supérieur au seuil $Mach_{min}$ et un 0 sinon

Les sorties de la porte logique 70 et du comparateur 72 sont combinées par une porte logique 71 qui est également une porte OU. La porte logique 71 fournit au compteur 73 un signal S_{71} qui représente une détection de transitoire, le comparateur 72 permettant d'éviter une telle
5 détection au sol (i.e. le signal S_{71} est égal à 1 uniquement si l'avion est en vol).

Le compteur 73 fournit, pendant une durée d , l'indicateur de sélection de transitoire TOP_{52} de valeur « 1 » lorsque le signal S_{71} correspond à une détection de transitoire ($S_{71}=1$), de sorte à maintenir la
10 vanne 44 dans la position de repli choisie par le sélecteur 76 pendant cette durée d (deuxième durée au sens de l'invention).

Dans le mode de réalisation décrit ici, cette durée dépend de la pression $Ps3$: plus précisément, elle est prise égale à 3 fois la constante de temps du rotor de la turbine haute-pression, qui dépend elle-même de
15 la pression $Ps3$. En effet, le rotor étant la pièce de la turbine qui possède l'inertie la plus importante, on peut considérer que si cette pièce a atteint (convergé vers) son mode de fonctionnement normal, alors le jeu de turbine 38 s'est également stabilisé.

La durée d est déterminée ici par le module de conversion 74
20 qui met en œuvre une loi de conversion indiquant une valeur de la durée de repli (exprimée en secondes) en fonction de la valeur de la pression $Ps3$ (exprimée en bars), et dont un exemple est illustré à la **figure 6**.

Il convient de noter que si besoin, cette valeur d déterminée à partir de la loi de conversion peut être pondérée par l'ampleur de
25 l'accélération ou de la décélération du turboréacteur 10 lors de la phase transitoire considérée (quantifiée par la différence entre le régime N1 et la consigne de régime N1 au moment de détection de transitoire (levée de S_{71})).

Ainsi, le fonctionnement du module de gestion pour transitoire
30 52 est le suivant.

Lorsque le moteur 10 accélère ou décélère, les températures des pièces changent. Afin d'éviter tout contact entre les aubes 30 et l'anneau 34 durant les phases transitoires, la vanne 44 est placée en position de repli (SC_{52} égal à V_0 ou V_1). Ainsi, de l'air chaud est injecté sur
35 le carter externe de turbine 36 et celui-ci se dilate.

La durée d pendant laquelle la vanne 44 est placée en position de repli est choisie pour permettre d'atteindre une stabilisation du jeu 38. Ici, la durée de repli d correspond à trois fois la constante de temps du rotor qui dépend de Ps_3 , pour les raisons évoquées précédemment.

5 La **figure 7** représente le module de gestion pour croisière 53. Ce module comprend un module de conversion 80, un multiplicateur 81, un module de conversion 82, un additionneur 83, des comparateurs 84, 85 et 86 et une porte logique 87.

10 Le module de conversion 80 détermine un signal d'ouverture de vanne S_{80} , en fonction du Mach et de l'altitude ALT. Plus précisément, plus l'altitude est élevée, plus la valeur de S_{80} correspond à une vanne 44 ouverte. A partir de 30000 pieds, la valeur de S_{80} correspond à une vanne 44 ouverte à 100%. Le graphe de la **figure 8** représente la loi de conversion mise en œuvre par le module de conversion 80. Cette loi de
15 conversion peut être mise au point en simulant le comportement d'une vanne pilotée par une boucle fermée de l'art antérieur, pour différentes altitudes et Mach.

20 Le module de conversion 82 détermine un coefficient S_{82} en fonction du régime N1. Plus précisément, en dessous d'un certain régime, le coefficient S_{82} est nul. Au-dessus d'un certain régime, le coefficient S_{82} est égal à 1, et varie linéairement entre ces deux paliers. Un exemple de loi de conversion mise en œuvre par le module de conversion 82 est représenté par le graphe de la **figure 9**.

25 Le multiplicateur 81 multiplie le signal d'ouverture de vanne S_{80} par le coefficient S_{82} . Cela permet d'assurer la protection mécanique de la vanne si le moteur ralenti en croisière. En effet, lorsque le régime N1 est faible, cela signifie que le moteur est au ralenti et qu'il faut constituer une réserve de jeu pour anticiper la dilatation brusque des pièces au cours d'une éventuelle accélération. Ainsi, pour un régime faible (inférieur à
30 4000 tour/minutes dans le cas de la figure 9), S_{80} est annulé et la vanne 44 est fermée, ce qui permet d'augmenter le jeu 38.

35 L'additionneur 83 ajoute une valeur minimale $V_{\min}$ à la sortie du multiplicateur 81, pour assurer une ouverture minimale de la vanne 44 en phase de croisière. La sortie de l'additionneur 83 est le signal de commande pour croisière SC_{53} fourni par le module de gestion 53.

Les comparateurs 84 et 85 déterminent si le RATING est compris entre les valeurs 7 et 10 du Tableau I, qui sont les RATING normalement utilisés en phase de croisière.

En outre, le comparateur 86 détermine si le Mach est supérieur
5 à un seuil $Mach_{min_TO}$, ce qui permet d'assurer que la fonction croisière n'est pas activée au sol. Les sorties des comparateurs 84 à 86 sont combinées par la porte logique 87 qui est une porte OU pour fournir l'indicateur de sélection pour croisière TOP_{53} .

La **figure 10** représente le module de sélection 54. Ce module
10 comprend un module 90 et un sélecteur 91. Dans le mode de réalisation représenté, il comprend également un comparateur 92 et une porte logique 93, qui sont toutefois optionnels.

Le module 90 détermine un signal de sélection S_{90} , en fonction
15 des indicateurs TOP_{51} , TOP_{52} (ou TOP_{52} combiné avec la sortie du comparateur 92 dans la variante représentée) et TOP_{53} . Ces indicateurs sont représentatifs du régime de fonctionnement du turboréacteur et notamment de la phase de vol courante de l'avion. Le signal de sélection S_{90} indique au sélecteur 91 quel signal de commande il doit sélectionner, conformément au Tableau II suivant :

20

TOP_{51}	TOP_{52}	TOP_{53}	S_{90}
0	0	0	SC_{52} (transitoire)
0	0	1	SC_{53} (croisière)
0	1	Indifférent	SC_{52} (transitoire)
1	Indifférent	Indifférent	SC_{51} (décollage)

Tableau II

Ainsi, dans le module de commande 50, chacun des modules de
gestion 51, 52 et 53 détermine un signal de commande qui convient pour
25 une situation particulière (décollage, transitoire, croisière), et un indicateur de sélection permettant de choisir lequel des signaux de commande est le plus approprié compte tenu du régime de fonctionnement courant du turboréacteur.

En simulant le comportement d'une vanne commandée par le
30 module de commande 50 au cours d'une mission typique d'un aéronef, les inventeurs ont constaté que la combinaison des modules de gestion 51, 52

et 53 permettait de couvrir toutes les situations rencontrées. Ainsi, une boucle de régulation basée sur l'estimation du jeu 38 n'est pas nécessaire.

En effet, la **figure 11** est un graphe qui permet de comparer la régulation en boucle fermée de l'art antérieure, et la régulation en boucle ouverte du module de commande 50. Les courbes 100 et 101
5 représentent respectivement la consigne de jeu et le jeu réel estimé de la régulation en boucle fermée, et la courbe 102 représente le jeu simulé de la régulation en boucle ouverte.

Sur la figure 11, l'axe d'ordonnée représente le jeu J en mm et
10 l'axe d'abscisse représente le temps t en seconde, lors d'une mission typique d'un aéronef. Cette mission comprend une phase P1 de ralenti au sol, une phase P2 de décollage et montée, une phase P3 de croisière, une phase P4 de descente et palier à 20000 pieds et une phase P5 de descente et atterrissage.

En comparant les courbes 101 et 102, on constate que, même si
15 la boucle ouverte du module de commande 50 ne reproduit pas exactement le même comportement que la boucle fermée, le jeu obtenu satisfait aux besoins de la régulation. Plus précisément, si on examine chaque phase :

20 - Phase P1 (Ralenti au sol) :

Dans la boucle fermée, la vanne est positionnée à 35% puis à 4% après une certaine durée.

Dans la boucle ouverte, le module de gestion pour décollage 51
est activé. En effet, le comparateur 60 constate que $RATING \geq NTO$ et
25 TOP_{51} est donc égal à 1 (en l'absence de désactivation manuelle). Le signal de commande SC_{51} est donc sélectionné. Dans le cas du graphe de la figure 11, SC_{51} correspond toujours à une ouverture de 35% et le comportement de la boucle fermée est donc partiellement reproduit. Dans le cas décrit en référence à la figure 4, la sélection de la valeur V_{LOW} après
30 la durée D_{max} permet de reproduire plus fidèlement le comportement de la boucle fermée.

- Phase P2 (Décollage et montée) :

Lors du décollage, dans la boucle fermée, la vanne est fermée
après un certain intervalle de temps.

35 Dans la boucle ouverte, le module de gestion pour transitoire 52 est activé. En effet, le comparateur 60 constate que $RATING > NTO$ et

TOP₅₁ est donc égal à 0, alors que TopAcc est activé et TOP₅₂ est donc égal à 1. Le signal de commande SC₅₂ est donc sélectionné. Comme expliqué précédemment, SC₅₂ passe de la valeur V₀ à la valeur V₁ plus fermée après un certain temps, ce qui permet de reproduire le

5 comportement de la boucle fermée.

Lors de la montée, la boucle fermée ferme d'avantage la vanne afin de respecter la consigne de jeu qui lui est fournie. Dans la boucle ouverte, le module de gestion pour croisière 53 est activé et le signal de commande SC₅₃, qui dépend notamment de l'altitude, est sélectionné.

10 Ainsi, la vanne 44 est ramenée à 35% puis rouverte progressivement au fur et à mesure que l'aéronef prend de l'altitude. Il est à noter que l'évolution du jeu est plus sécuritaire dans le cas de la boucle ouverte.

- Phase P3 (Croisière) :

15 Les deux boucles de régulations placent la vanne en position 100% (plein débit froid). Dans la boucle ouverte, c'est le module de régulation pour croisière 53 qui est activé.

- Phase P4 (Descente et palier à 20000 pieds) :

20 L'avion descend pour un palier à 20000 pieds. Dans la première partie de cette phase P4, le moteur est au régime ralenti. Après une demi-heure de palier ralenti, le moteur est poussé au maximum.

Pendant la première partie, la boucle fermée détecte une augmentation de la consigne et place la vanne en position de repli faible débit chaud. Le jeu s'ouvre alors rapidement pour pouvoir suivre la consigne. Dans le cas de la boucle ouverte, le module de gestion pour

25 transitoire 52 est activé, la vanne est placée en position de repli à plein débit chaud et le jeu s'ouvre également.

Dans la deuxième partie de cette phase P4, le moteur est poussé au RATING MCT et à plein gaz. La régulation en boucle fermée détecte une baisse de la consigne de jeu et ouvre la vanne à 100% pour

30 suivre cette consigne. Dans la régulation en boucle ouverte, le module de gestion pour croisière 53 est activé et la vanne est ouverte en position intermédiaire (45%).

- Phase P5 (Descente et atterrissage) :

35 Durant cette phase, le moteur tourne au ralenti, l'avion descend et atterri. Les deux régulations (boucle fermée et boucle ouverte) placent la vanne en position fermée.

On voit donc que la régulation en boucle ouverte mise en œuvre par le module de commande 50 répond aux besoins principaux dans les phases de décollage et dans les phases de croisières stabilisées. Lors des
5 transitoire, la boucle fermée a plus de répondant mais la régulation en boucle ouverte reste satisfaisante.

Les ressources utilisées par l'unité de commande 46 pour mettre en œuvre le module de commande 50, notamment le temps de calcul, peuvent être réduites par rapport à la mise en œuvre d'une régulation en
10 boucle fermée. Par exemple, le temps de calcul peut être réduit dans un rapport 1 à 9. De plus, le nombre de paramètres utilisés étant réduit, la mise au point du module de commande 50 est simplifiée. Enfin, au niveau de la vanne 44, la simplification de la commande peut conduire à une durée de vie plus élevée.

15

REVENDICATIONS

1. Unité de commande (46) pour le pilotage d'un jeu (38) entre des sommets d'aubes (30) d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et un anneau de turbine (34) d'un carter (32) entourant les aubes, l'unité de commande (46) comprenant un module de commande (50) configuré pour déterminer un signal de commande (SC_{50}) d'au moins une vanne (44) pour agir sur un débit et/ou une température d'air dirigé vers le carter (32),
- 5 ladite unité de commande étant caractérisée en ce que ledit module de commande (50) comprend :
- un module de gestion pour décollage (51), configuré pour fournir un premier signal de commande (SC_{51}) associé à une phase de décollage de l'avion, et égal pendant une première durée prédéterminée (D_{max}) suivant le démarrage du moteur, à une première valeur prédéfinie (V_{FULL}) correspondant à une diminution du jeu (38),
 - 15 - un module de gestion pour transitoire (52) configuré pour fournir un deuxième signal de commande (SC_{52}) associé à une phase transitoire de fonctionnement du moteur et égal à une deuxième valeur correspondant au placement de la vanne (44), pendant une deuxième durée déterminée (d), dans une position de repli déterminée,
 - 20 - un module de gestion pour croisière (53) configuré pour fournir un troisième signal de commande (SC_{53}) associé à une phase de croisière du moteur, à partir d'une troisième valeur prédéfinie ajustée en fonction d'au moins une altitude (ALT) et une vitesse (Mach) de l'avion, et
 - 25 - un module de sélection (54) configuré pour sélectionner ledit signal de commande (SC_{50}) parmi le premier, le deuxième et le troisième signal de commande (SC_{51} , SC_{52} , SC_{53}) en fonction d'un régime (N1) de fonctionnement du moteur.
- 30
2. Unité de commande (46) selon la revendication 1, dans laquelle le module de gestion pour décollage (51) est configuré en outre pour fournir après la première durée prédéterminée (D_{max}), comme premier signal de commande (SC_{51}), une quatrième valeur prédéfinie (V_{LOW}) correspondant à une augmentation dudit jeu (38).
- 35

3. Unité de commande (46) selon la revendication 1 ou 2, dans laquelle le module de gestion pour transitoire (52) est configuré pour sélectionner la deuxième valeur parmi deux valeurs prédéfinies (V_0 , V_1) en fonction d'une température de carter et d'une température de flux.

5

4. Unité de commande (46) selon la revendication 1 ou 2, dans laquelle le module de gestion pour transitoire (52) est configuré pour sélectionner la deuxième valeur parmi deux valeurs prédéfinies (V_0 , V_1) en fonction d'une durée écoulée depuis le démarrage du moteur.

10

5. Unité de commande (46) selon l'une des revendications 1 à 4, dans laquelle le module de gestion pour croisière (53) est configuré pour déterminer le troisième signal de commande (SC_{53}) en fonction d'un régime (N_1) de fonctionnement du moteur.

15

6. Unité de commande (46) selon l'une des revendications 1 à 5, dans laquelle le module de sélection (54) est configuré pour sélectionner le premier signal de commande (SC_{51}) lorsqu'un paramètre (RATING) de gestion d'une poussée appliquée au moteur correspond à une situation de ralenti au sol.

20

7. Unité de commande (46) selon la revendication 6, dans laquelle le module de sélection (54) est en outre configuré pour sélectionner le deuxième signal de commande (SC_{52}) lorsque ledit paramètre (RATING) de gestion de la poussée ne correspond pas à une situation de ralenti au sol et qu'une accélération ou une décélération de régime est détectée.

25

8. Unité de commande (46) selon la revendication 7, dans laquelle le module de sélection (54) est en outre configuré pour sélectionner le troisième signal de commande (SC_{53}) lorsque ledit paramètre (RATING) de gestion de la poussée ne correspond pas à une situation de ralenti au sol et qu'aucune accélération ou qu'aucune décélération de régime n'est détectée.

35

9. Moteur d'avion à turbine à gaz comprenant une unité de commande (46) selon l'une des revendications 1 à 8 et au moins une vanne pour agir sur un débit et/ou une température d'air dirigé vers le carter (32), dans lequel ladite vanne (44) est commandée en fonction dudit signal de commande (SC₅₀).

10. Procédé de commande d'un jeu (38) entre des sommets d'aubes (30) d'un rotor de turbine d'un moteur d'avion à turbine à gaz et un anneau de turbine (34) d'un carter (32) entourant les aubes, ce procédé étant mis en œuvre par une unité de commande (46) et comprenant la détermination d'un signal de commande (SC₅₀) d'au moins une vanne (44) pour agir sur un débit et/ou une température d'air dirigé vers le carter (32),
ce procédé étant caractérisé en ce qu'il comprend, pour déterminer le signal de commande (SC₅₀) :

- une étape de fourniture d'un premier signal de commande (SC₅₁) associé à une phase de décollage de l'avion, et égal pendant une première durée prédéterminée (D_{max}) suivant le démarrage du moteur, à une première valeur prédéfinie (V_{FULL}) correspondant à une diminution du jeu (38),
- une étape de fourniture d'un deuxième signal de commande (SC₅₂) associé à une phase transitoire de fonctionnement du moteur, et égal à une deuxième valeur correspondant au placement de la vanne (44), pendant une deuxième durée déterminée (d), dans une position de repli déterminée, et
- une étape de fourniture d'un troisième signal de commande (SC₅₃) associé à une phase de croisière du moteur, à partir d'une troisième valeur prédéfinie ajustée en fonction d'au moins une altitude (ALT) et une vitesse (Mach) de l'avion,

le signal de commande (SC₅₀) déterminé par l'unité de commande étant sélectionné parmi le premier, le deuxième et le troisième signal de commande (SC₅₁, SC₅₂, SC₅₃) en fonction d'un régime de fonctionnement du moteur.

1/7

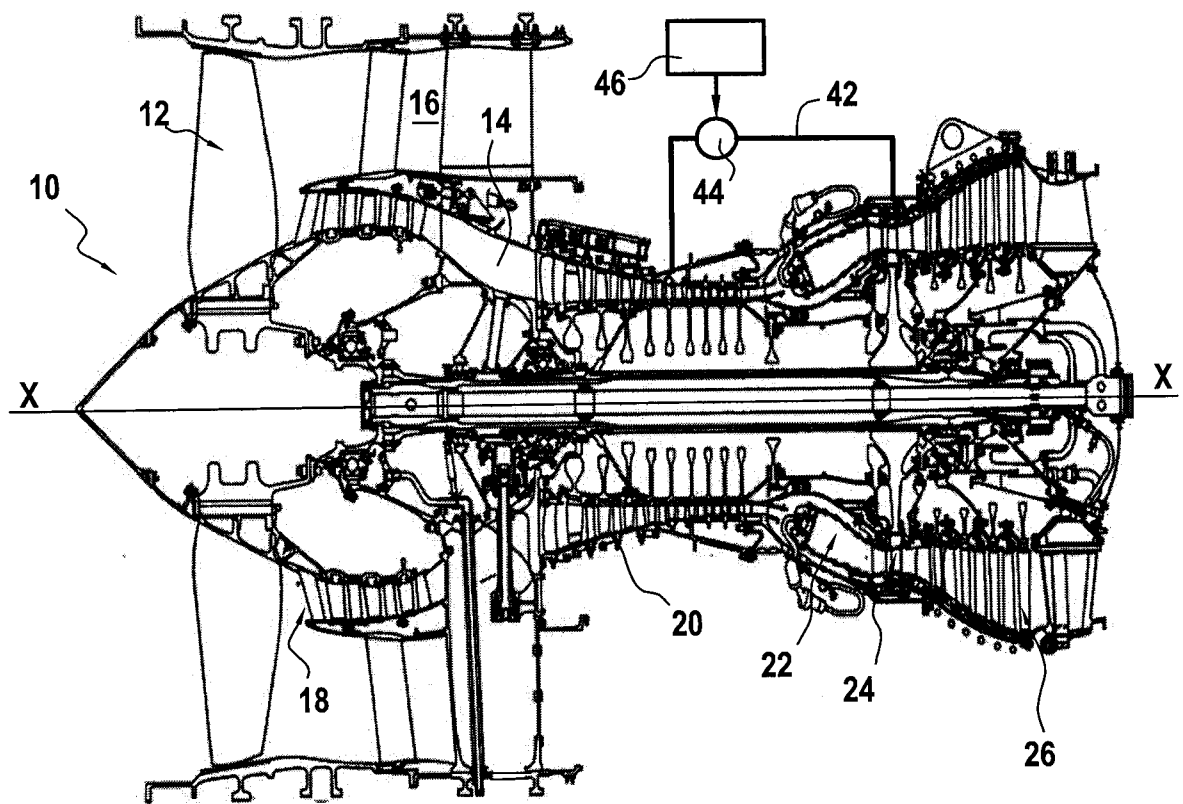
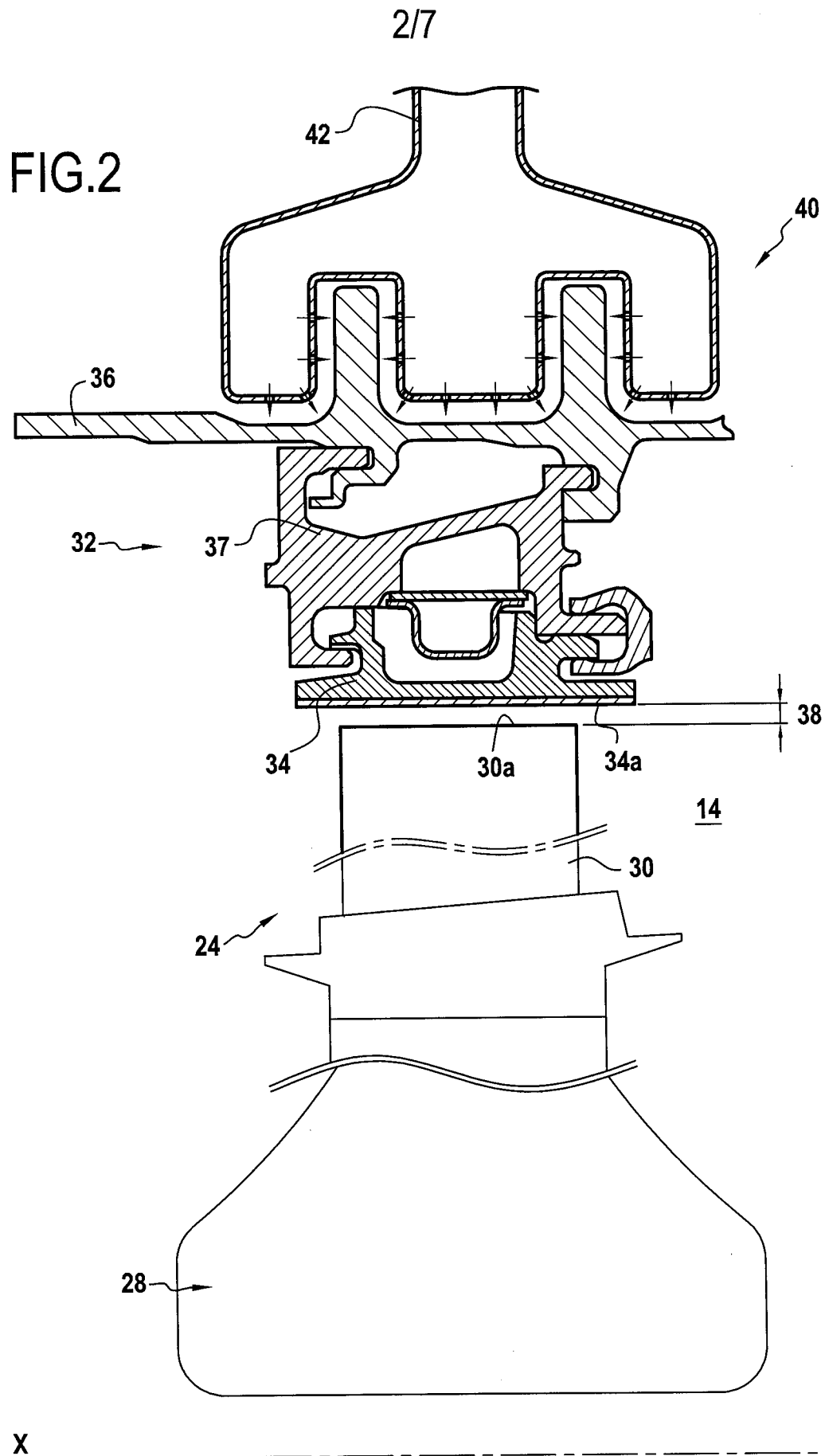


FIG.1



3/7

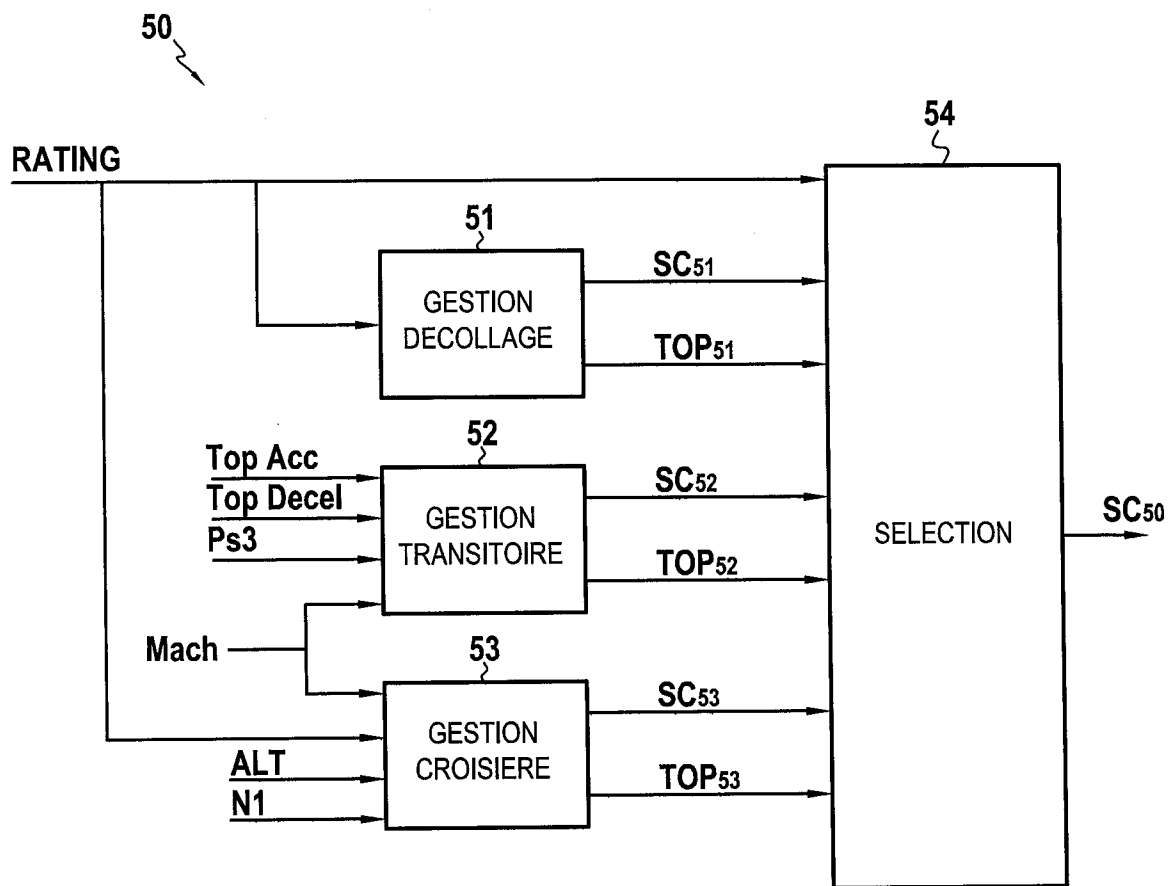


FIG.3

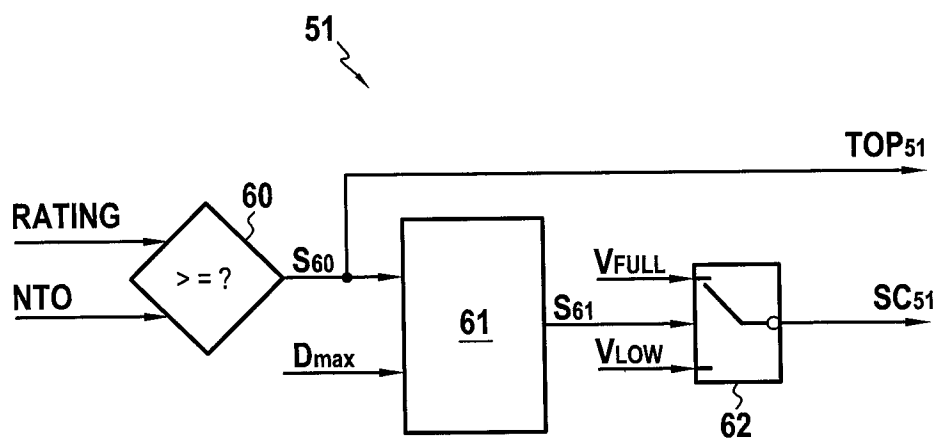


FIG.4

4/7

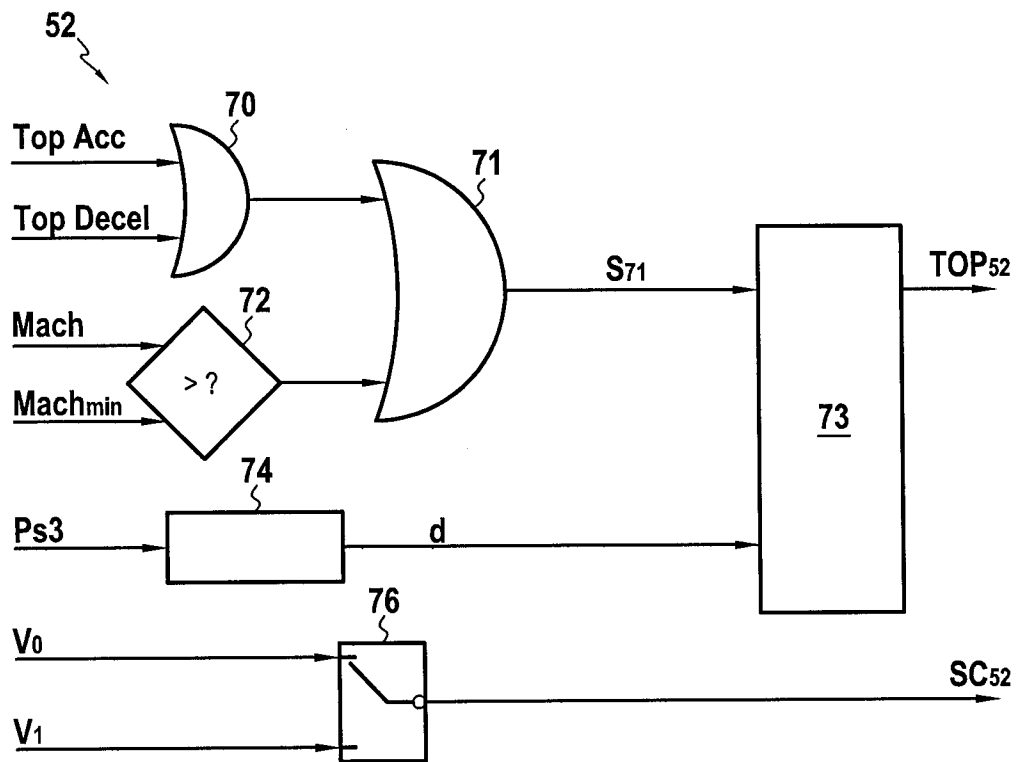


FIG.5

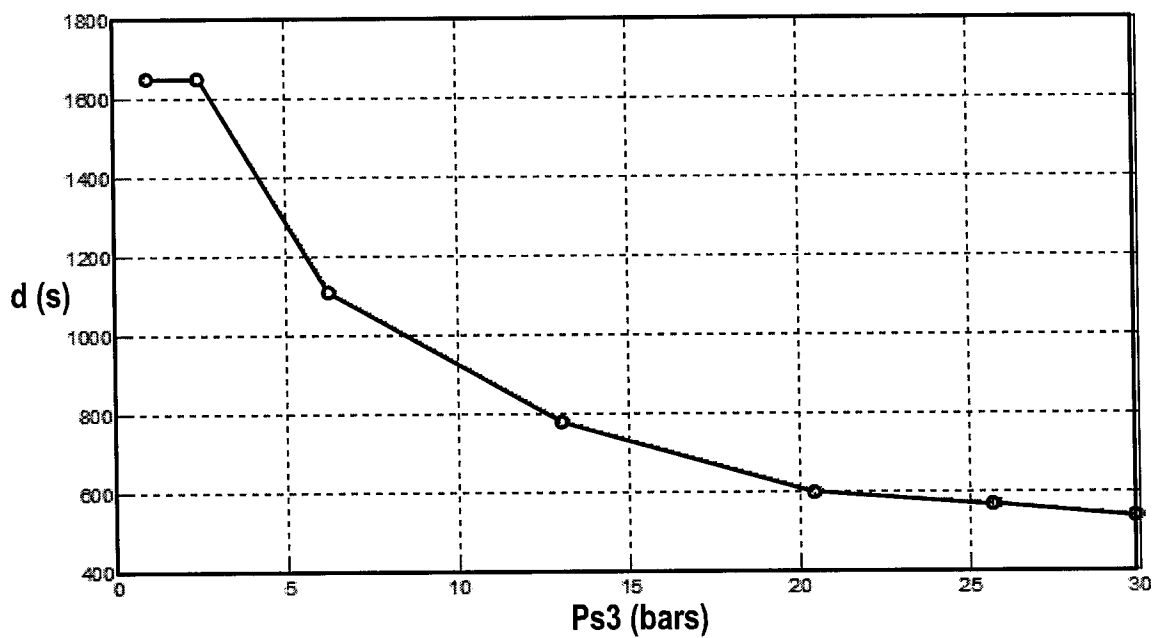


FIG.6

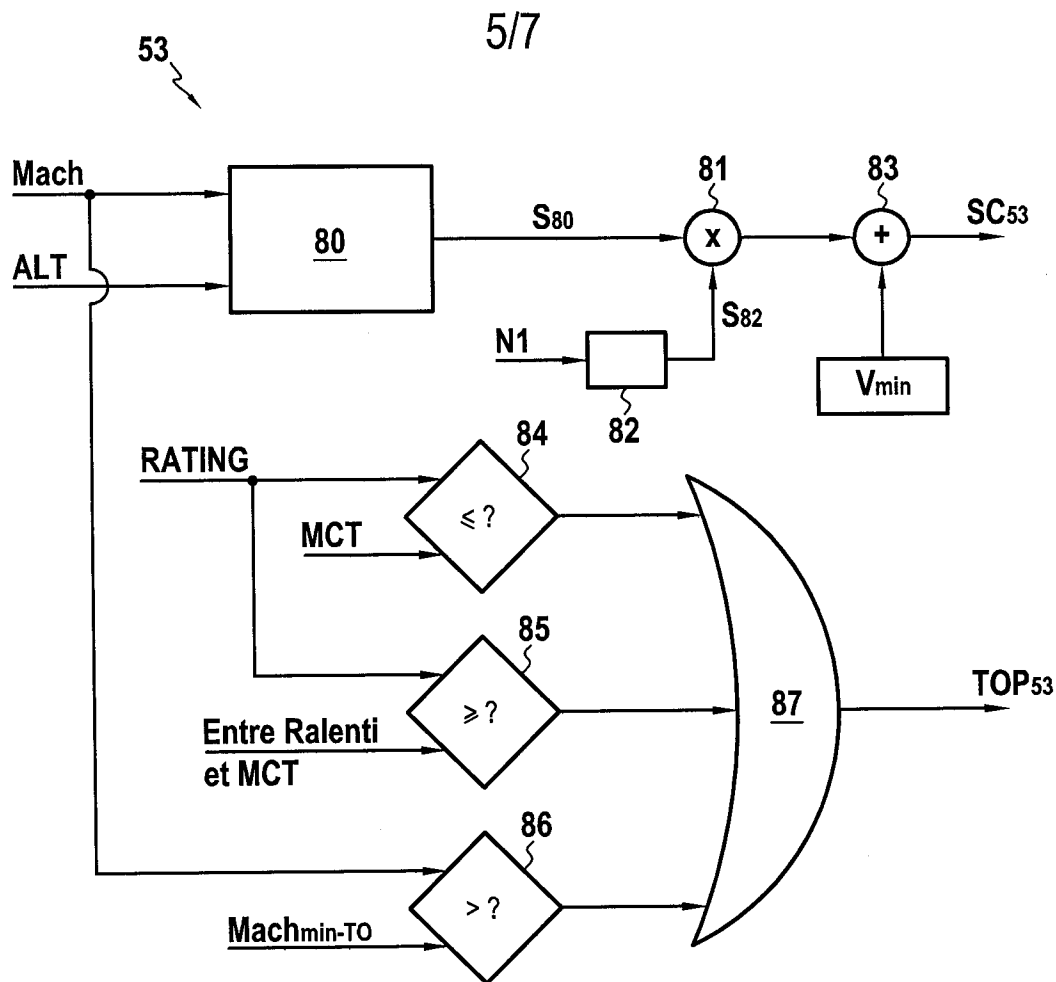


FIG.7

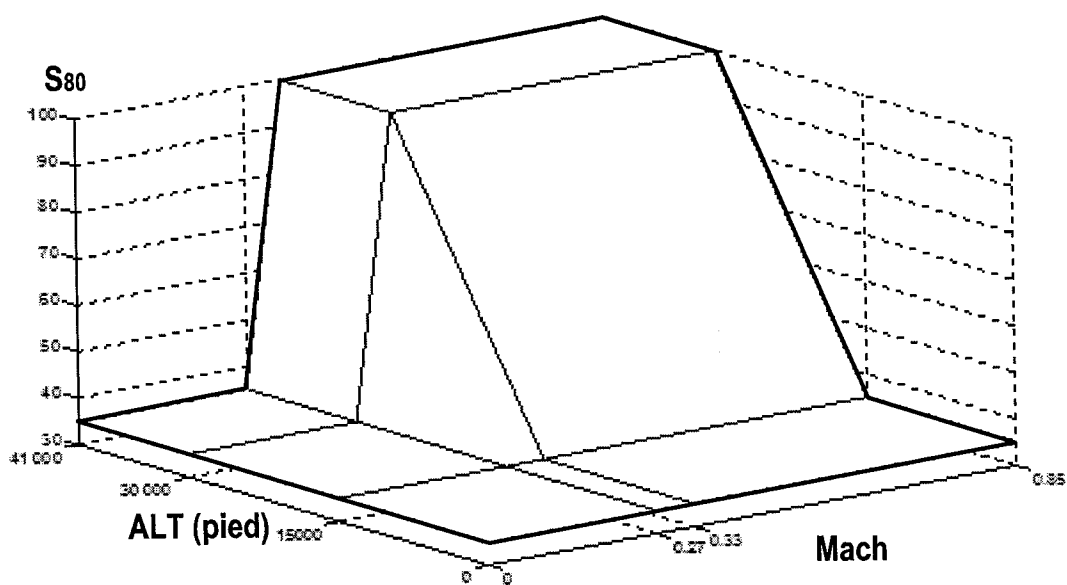


FIG.8

6/7

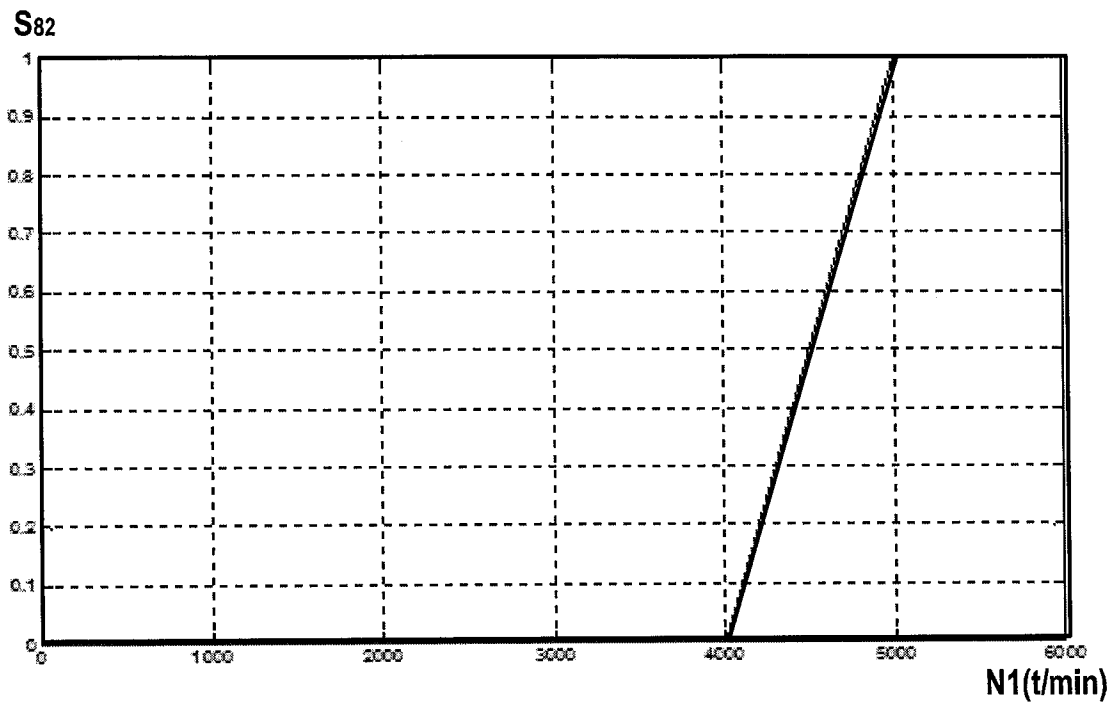


FIG.9

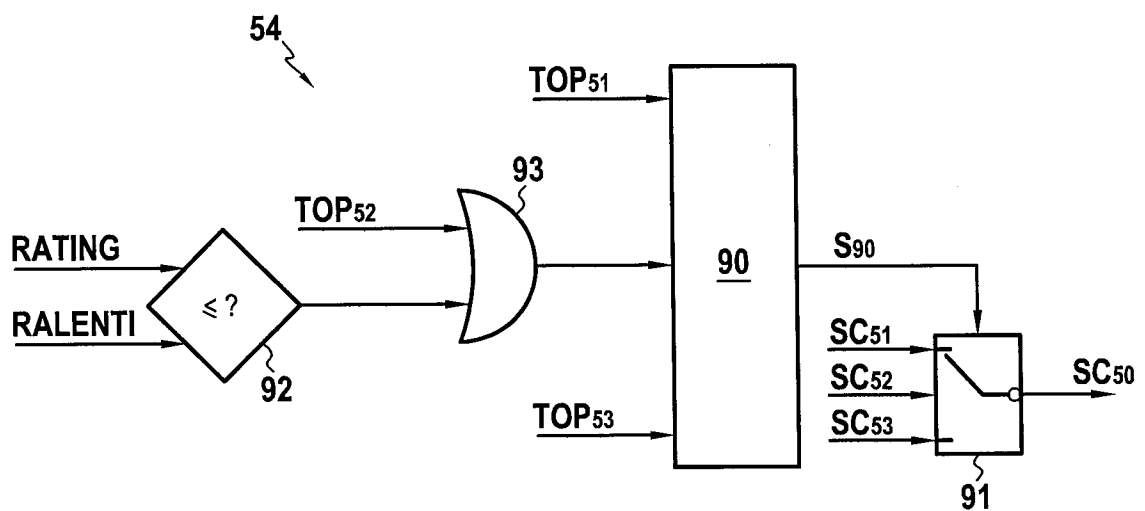


FIG.10

7/7

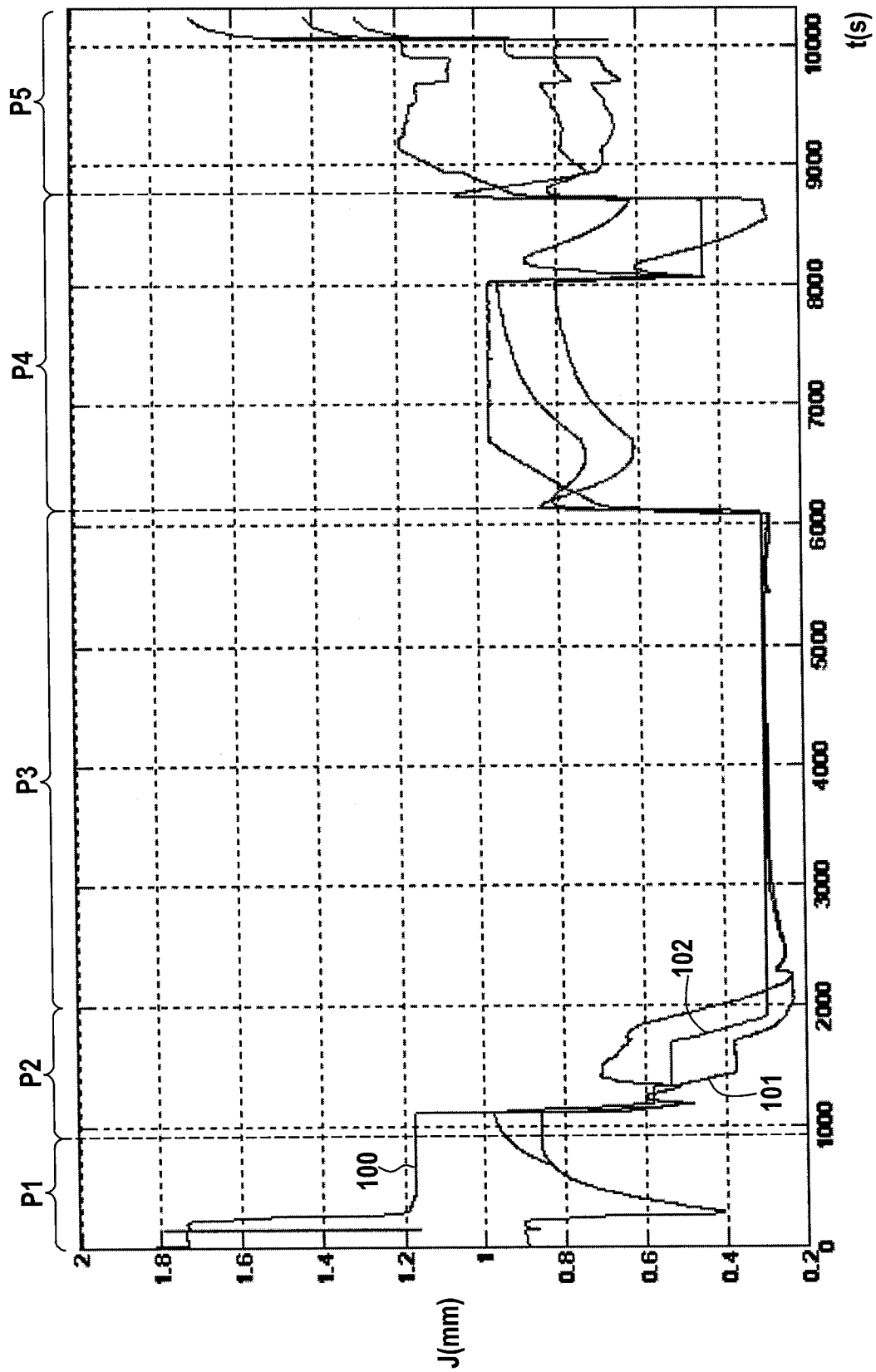


FIG.11

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2013/052575

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F01D11/24
ADD.

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

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
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.
A	FR 2 960 905 A1 (SNECMA [FR]) 9 December 2011 (2011-12-09) cited in the application page 4, line 14 - page 8, line 11; figures -----	1-10
A	EP 0 330 492 A2 (GEN ELECTRIC [US]) 30 August 1989 (1989-08-30) the whole document -----	1-10
A	EP 1 607 584 A1 (SNECMA [FR]) 21 December 2005 (2005-12-21) the whole document -----	1-10
A	FR 2 971 291 A1 (SNECMA) 10 August 2012 (2012-08-10) cited in the application the whole document -----	1-10
	-/--	



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

17 December 2013

Date of mailing of the international search report

03/01/2014

Name and mailing address of the ISA/

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

Authorized officer

Teissier, Damien

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2013/052575

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	DE 10 2008 044424 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 26 February 2009 (2009-02-26) the whole document -----	1-10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2013/052575

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
FR 2960905	A1	09-12-2011	CA 2801193 A1 08-12-2011
		CN 103003529 A 27-03-2013	
		EP 2576994 A1 10-04-2013	
		FR 2960905 A1 09-12-2011	
		US 2013177414 A1 11-07-2013	
		WO 2011151602 A1 08-12-2011	
EP 0330492	A2	30-08-1989	DE 68917496 D1 22-09-1994
		EP 0330492 A2 30-08-1989	
		JP 2774301 B2 09-07-1998	
		JP H01310130 A 14-12-1989	
		US 4928240 A 22-05-1990	
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	
		US 2005276690 A1 15-12-2005	
FR 2971291	A1	10-08-2012	FR 2971291 A1 10-08-2012
		US 2012201651 A1 09-08-2012	
DE 102008044424	A1	26-02-2009	CH 697804 A2 27-02-2009
		CN 101372898 A 25-02-2009	
		DE 102008044424 A1 26-02-2009	
		JP 2009047171 A 05-03-2009	
		US 2009053042 A1 26-02-2009	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2013/052575

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
A	FR 2 960 905 A1 (SNECMA [FR]) 9 décembre 2011 (2011-12-09) cité dans la demande page 4, ligne 14 - page 8, ligne 11; figures -----	1-10
A	EP 0 330 492 A2 (GEN ELECTRIC [US]) 30 août 1989 (1989-08-30) le document en entier -----	1-10
A	EP 1 607 584 A1 (SNECMA [FR]) 21 décembre 2005 (2005-12-21) le document en entier -----	1-10
A	FR 2 971 291 A1 (SNECMA) 10 août 2012 (2012-08-10) cité dans la demande le document en entier -----	1-10
-/-		
☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités: "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée "T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale	
17 décembre 2013	03/01/2014	
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale		Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Teissier, Damien

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	DE 10 2008 044424 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 26 février 2009 (2009-02-26) le document en entier -----	1-10

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2013/052575

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2960905	A1	09-12-2011	CA 2801193 A1	08-12-2011
			CN 103003529 A	27-03-2013
			EP 2576994 A1	10-04-2013
			FR 2960905 A1	09-12-2011
			US 2013177414 A1	11-07-2013
			WO 2011151602 A1	08-12-2011

EP 0330492	A2	30-08-1989	DE 68917496 D1	22-09-1994
			EP 0330492 A2	30-08-1989
			JP 2774301 B2	09-07-1998
			JP H01310130 A	14-12-1989
			US 4928240 A	22-05-1990

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
			US 2005276690 A1	15-12-2005

FR 2971291	A1	10-08-2012	FR 2971291 A1	10-08-2012
			US 2012201651 A1	09-08-2012

DE 102008044424	A1	26-02-2009	CH 697804 A2	27-02-2009
			CN 101372898 A	25-02-2009
			DE 102008044424 A1	26-02-2009
			JP 2009047171 A	05-03-2009
			US 2009053042 A1	26-02-2009
