



(51) Classification internationale des brevets :
F01D 9/02 (2006.01) *F23R 3/06* (2006.01)

(74) Mandataires : **DAVID, Alain** et al.; Cabinet Beau de Lomenie, 158 Rue de l'Université, 75340 PARIS Cedex 07 (FR).

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2016/051263

(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, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(22) Date de dépôt international :
27 mai 2016 (27.05.2016)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1555050 3 juin 2015 (03.06.2015) FR

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

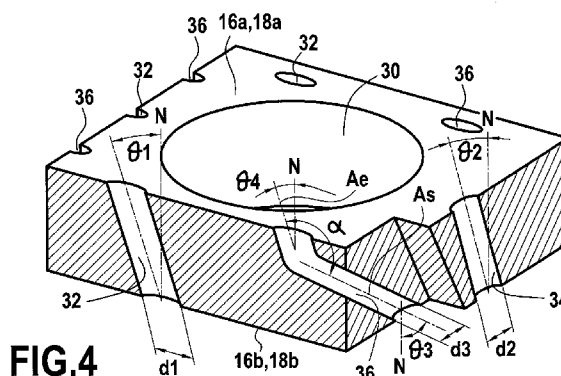
(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

(72) Inventeurs : **COMMARET, Patrice, André**; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR). **BUNEL, Jacques, Marcel, Arthur**; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR). **LUNEL, Romain, Nicolas**; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR).

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : ANNULAR WALL OF A COMBUSTION CHAMBER WITH OPTIMISED COOLING

(54) Titre : PAROI ANNULAIRE DE CHAMBRE DE COMBUSTION A REFROIDISSEMENT OPTIMISE



(57) Abstract : The invention relates to an annular wall of a turbine engine combustion chamber, including between a cold side (16a, 18a) and a hot side (16b, 18b), a plurality of air-inlet openings (30) distributed according to at least one circumferential range in order to allow air flowing on the cold side to enter the hot side, said air-inlet openings creating areas with a strong thermal gradient around same, and a plurality of cooling openings (32) in order to allow the air flowing on the cold side to enter the hot side in order to form a cooling air film along the annular wall, the annular wall also including, in areas with a strong thermal gradient, angled multi-perforation holes (36) with an angle α of more than 90° , said angle α being measured between a geometric inlet axis Ae and a geometric outlet axis As of the multi-perforation hole, the geometric outlet axis of the multi-perforation hole being tilted by an angle θ_3 relative to a normal N to the annular wall through which said angled multi-perforation holes are bored, in a so-called rotation direction that is at most perpendicular to the axial direction D of flow of the combustion gases.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]



Publiée :

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

Paroi annulaire de chambre de combustion de turbomachine, comportant entre un côté froid (16a, 18a) et un côté chaud (16b, 18b), une pluralité d'orifices d'admission d'air (30) répartis selon au moins une rangée circumférentielle pour permettre à de l'air circulant du côté froid de pénétrer du côté chaud, ces orifices d'admission d'air créant autour d'eux des zones à fort gradient thermique, et une pluralité d'orifices de refroidissement (32) pour permettre à l'air circulant du côté froid de pénétrer du côté chaud afin de former un film d'air de refroidissement le long de la paroi annulaire, la paroi annulaire comportant en outre, dans les zones à fort gradient thermique, des trous de multi-perforation (36) coudés d'un angle α supérieur à 90° , cet angle α étant pris un axe géométrique d'entrée A_e et un axe géométrique de sortie A_s du trou de multi-perforation, l'axe géométrique de sortie du trou de multi-perforation étant incliné d'un angle θ_3 par rapport à une normale N à la paroi annulaire au travers de laquelle lesdits trous de multi-perforation coudés sont percés, dans une direction dite de giration au plus perpendiculaire à la direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion.

Paroi annulaire de chambre de combustion à refroidissement optimisé

Arrière-plan de l'invention

La présente invention se rapporte au domaine général des
5 chambres de combustion de turbomachine. Elle vise plus particulièrement
une paroi annulaire pour chambre de combustion directe ou à flux inversé
refroidie par un procédé dit de «multi-perforation».

Typiquement, une chambre de combustion annulaire de
turbomachine est formée d'une paroi annulaire interne (dite aussi virole
10 interne) et d'une paroi annulaire externe (dite aussi virole externe) qui
sont reliées en amont par une paroi transversale formant le fond de
chambre.

Les viroles interne et externe sont chacune pourvues d'une
pluralité de trous et d'orifices d'admission d'air divers permettant à de l'air
15 circulant autour de la chambre de combustion de pénétrer à l'intérieur de
celle-ci.

Ainsi, des trous dits « primaires » et « de dilution » sont formés
dans ces viroles pour acheminer de l'air à l'intérieur de la chambre de
combustion. L'air empruntant les trous primaires contribue à créer un
20 mélange air/carburant qui est brûlé dans la chambre, tandis que l'air
provenant des trous de dilution est destiné à favoriser la dilution de ce
même mélange air/carburant.

Les viroles interne et externe sont soumises aux températures
élevées des gaz provenant de la combustion du mélange air/carburant.

25 Afin d'assurer leur refroidissement, des orifices supplémentaires
dits de multi-perforation sont également percés au travers de ces viroles
sur toute leur surface. Ces orifices de multi-perforation, inclinés en général
à 60°, permettent à l'air circulant à l'extérieur de la chambre de pénétrer à
l'intérieur de celle-ci en formant le long des viroles des films d'air de
30 refroidissement.

Toutefois, en pratique, il a été constaté que la zone des viroles
interne et externe qui est située autour et notamment directement en aval
de chacun des trous primaires ou de dilution, du fait de la technologie de
perçage laser utilisée, présente une absence d'orifices et bénéficie donc
35 d'un faible niveau de refroidissement avec le risque de formation et de
propagation de criques que cela implique.

Afin de résoudre ce problème, la demanderesse a proposé dans sa demande FR2982008 de réaliser, juste en aval des trous primaires ou des trous de dilution, des orifices additionnels de refroidissement disposés dans un plan perpendiculaire au sens d'écoulement des gaz de combustion. Toutefois, ces orifices additionnels dits giratoires (car à 90°), s'ils permettent d'assurer un refroidissement efficace par rapport à la classique multi-perforation axiale où le film d'air est stoppé par la présence de ces trous, présentent encore certains inconvénients du fait notamment qu'ils sont alimentés par la seule pression statique de l'air circulant autour de la chambre de combustion.

Objet et résumé de l'invention

La présente invention a donc pour but de pallier de tels inconvénients en proposant une paroi annulaire de chambre de combustion qui par un recours à la pression totale de l'air assure un meilleur refroidissement des zones susceptibles de voir apparaître des amorces de criques et notamment celles situées directement en aval des trous primaires et de dilution.

A cet effet, il est prévu une paroi annulaire de chambre de combustion de turbomachine, comportant un côté froid et un côté chaud, ladite paroi annulaire comportant :

- . une pluralité d'orifices d'admission d'air répartis selon au moins une rangée circonférentielle pour permettre à de l'air circulant dudit côté froid de pénétrer dudit côté chaud, lesdits orifices d'admission d'air créant autour d'eux des zones à fort gradient thermique, et
 - . une pluralité d'orifices de refroidissement pour permettre à l'air circulant dudit côté froid de pénétrer dudit côté chaud afin de former un film d'air de refroidissement le long de ladite paroi annulaire, lesdits orifices de refroidissement étant répartis selon une pluralité de rangées circonférentielles espacées axialement les unes des autres et les axes géométriques de chacun desdits orifices de refroidissement étant inclinés, dans une direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion, d'un angle d'inclinaison θ_1 par rapport à une normale N à ladite paroi annulaire,
- ladite paroi annulaire étant caractérisée en ce qu'elle comporte en outre, dans lesdites zones à fort gradient thermique, des trous de multi-

perforation coudés d'un angle α supérieur à 90° , ledit angle α étant pris entre un axe géométrique d'entrée Ae et un axe géométrique de sortie As dudit trou de multi-perforation, ledit axe géométrique de sortie dudit trou de multi-perforation étant incliné d'un angle θ_3 par rapport à ladite normale N à ladite paroi annulaire au travers de laquelle lesdits trous de multi-perforation coudés sont percés, dans une direction dite de giration au plus perpendiculaire à ladite direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion.

La présence de ces orifices de refroidissement coudés dans la paroi de la chambre de combustion de manière à ce qu'ils soient alimentés comme des trous de multi-perforation axiale côté froid tout en débouchant côté chaud comme des trous de multi-perforation giratoire, permet d'obtenir un refroidissement optimal avec le meilleur de la multi-perforation axiale classique comme de la multi-perforation giratoire.

Avantageusement, ledit angle α est compris entre 90° et 170° et ladite direction de giration est inclinée par rapport à ladite direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion d'un angle β compris entre 50° et 90° .

De préférence, lesdits trous de multi-perforation présentent un diamètre d_3 , de préférence identique audit diamètre d_1 desdits orifices de refroidissement et ladite inclinaison en sortie θ_3 est de préférence identique à ladite inclinaison θ_1 desdits orifices de refroidissement, chacun desdits trous de multi-perforation pouvant présenter un profil variable, de manière à optimiser localement le refroidissement.

Avantageusement, ledit axe géométrique d'entrée dudit trou de multi-perforation est incliné d'un angle θ_4 par rapport à ladite normale N à ladite paroi annulaire, dans une direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion, ladite inclinaison en entrée θ_4 étant de préférence identique à ladite inclinaison θ_1 desdits orifices de refroidissement.

De préférence, lesdits trous de multi-perforation se divisent en deux à partir d'une partie coudée pour former deux sorties d'air débouchant côté chaud et la ou les deux sorties d'air débouchant côté chaud desdits trous de multi-perforation peut ou peuvent présenter un diamètre d_3 variable en forme de cône.

Selon le mode de réalisation envisagé, lesdits orifices d'admission d'air sont des trous primaires permettant à de l'air circulant

dudit côté froid de pénétrer dudit côté chaud afin de créer un mélange air/carburant ou lesdits orifices d'admission d'air sont des trous de dilution permettant à de l'air circulant dudit côté froid de pénétrer dudit côté chaud afin d'assurer la dilution du mélange air/carburant.

- 5 La présente invention a également pour objet une chambre de combustion et une turbomachine (ayant une chambre de combustion) comportant une paroi annulaire telle que définie précédemment.

Brève description des dessins

- 10 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 :
- la figure 1 est une vue en coupe longitudinale d'une chambre de combustion de turbomachine dans son environnement ;
 - 15 - la figure 2 est une vue partielle et en développé de l'une des parois annulaires de la chambre de combustion de la figure 1 selon un mode de réalisation de l'invention ;
 - les figures 3 et 4 sont des vues partielles respectivement de dessus et en perspective d'une partie de la paroi annulaire de la figure 2 ; et
 - 20 - les figures 5 et 6 montrent deux variantes de réalisation des trous de multi-perforation coudés dans l'une des parois annulaires de la chambre de combustion de la figure 1.

25 Description détaillée de l'invention

- La figure 1 illustre dans son environnement une chambre de combustion 10 pour turbomachine. Une telle turbomachine comporte notamment une section de compression (non représentée) dans laquelle de l'air est comprimé avant d'être injecté dans un carter de chambre 12, puis dans la chambre de combustion 10 montée à l'intérieur de celui-ci. L'air comprimé est introduit via des orifices d'admission d'air dans la chambre de combustion et mélangé à du carburant avant d'y être brûlé. Les gaz issus de cette combustion sont alors dirigés vers une turbine haute-pression 14 disposée en sortie de la chambre de combustion.

- 35 La chambre de combustion est de type annulaire. Elle est formée d'une paroi annulaire interne 16 et d'une paroi annulaire externe

18 qui sont réunies en amont par une paroi transversale 20 formant le fond de chambre. Elle peut être directe comme illustrée ou à flux inversé. Dans ce cas, un coude de retour est placé entre la chambre de combustion et le distributeur de turbine.

5 Les parois annulaires interne 16 et externe 18 s'étendent selon un axe longitudinal légèrement incliné par rapport à l'axe longitudinal 22 de la turbomachine. Le fond de chambre 20 est pourvu d'une pluralité d'ouvertures 20A dans lesquelles sont montés une même pluralité d'injecteurs de carburant 24.

10 Le carter de chambre 12, qui est formé d'une enveloppe interne 12a et d'une enveloppe externe 12b, ménage avec la chambre de combustion 10 des espaces annulaires 26 dans lequel est admis de l'air comprimé destiné à la combustion, à la dilution et au refroidissement de la chambre.

15 Les parois annulaires interne 16 et externe 18 présentent chacune un côté froid 16a, 18a disposé du côté de l'espace annulaire 26 dans lequel circule l'air comprimé et un côté chaud 16b, 18b tourné vers l'intérieur de la chambre de combustion (voir la figure 4).

20 La chambre de combustion 10 se divise en une zone dite « primaire » (ou zone de combustion) et une zone dite « secondaire » (ou zone de dilution) située en aval de la précédente (l'aval s'entend par rapport à une direction générale axiale d'écoulement des gaz issus de la combustion du mélange air/carburant à l'intérieur de la chambre de combustion et matérialisée par la flèche D).

25 L'air qui alimente la zone primaire de la chambre de combustion est introduit par une rangée circonférentielle de trous primaires 28 pratiqués dans les parois annulaires interne 16 et externe 18 de la chambre sur toute la circonférence de ces parois annulaires. Ces trous primaires comportent un bord aval aligné sur une même ligne 28A. Quant
30 à l'air alimentant la zone secondaire de la chambre, il emprunte une pluralité de trous de dilution 30 également formés dans les parois annulaires interne 16 et externe 18 sur toute la circonférence de ces parois annulaires. Ces trous de dilution 30 sont alignés selon une rangée circonférentielle qui est décalée axialement vers l'aval par rapport aux
35 rangées des trous primaires 28 et ils peuvent avoir des diamètres différents avec notamment une alternance de gros et petits trous. Dans la

configuration illustrée à la figure 2, ces trous de dilution de diamètres différents présentent toutefois alors un bord aval aligné sur une même ligne 30A.

5 Afin de refroidir les parois annulaires interne 16 et externe 18 de la chambre de combustion qui sont soumises aux températures élevées des gaz de combustion, il est prévu une pluralité d'orifices de refroidissement 32 (illustrés sur les figures 2 à 4). Dans le cas d'une chambre à flux inversé, le coude de retour est également pourvu de tels orifices.

10 Ces orifices 32, qui assurent un refroidissement des parois 16, 18 par perçages multiples dits aussi « multi-perforation », sont répartis selon une pluralité de rangées circonférentielles espacées axialement les unes des autres. Ces rangées d'orifices de multi-perforation couvrent de façon générale toute la surface des parois annulaires de la chambre de
15 combustion. Le nombre et le diamètre d_1 des orifices de refroidissement 32 sont identiques dans chacune des rangées. Le pas p_1 entre deux orifices d'une même rangée est constant et peut être identique ou non pour toutes les rangées. Par ailleurs, les rangées adjacentes d'orifices de refroidissement sont arrangées de façon à ce que les orifices 32 soient
20 disposés en quinconce comme représenté sur la figure 2.

Comme illustré sur la figure 4, les orifices de refroidissement 32 présentent généralement un angle d'inclinaison θ_1 par rapport à une normale N à la paroi annulaire 16, 18 au travers de laquelle ils sont percés. Cette inclinaison θ_1 permet à l'air empruntant ces orifices de
25 former un film d'air le long du côté chaud 16b, 18b de la paroi annulaire. Par rapport à des orifices non inclinés, elle permet d'augmenter la surface de la paroi annulaire qui est refroidie. En outre, l'inclinaison θ_1 des orifices de refroidissement 32 est dirigée de sorte que le film d'air ainsi formé s'écoule dans le sens d'écoulement des gaz de combustion à l'intérieur de
30 la chambre (schématisé par la flèche D).

A titre d'exemple, pour une paroi annulaire 16, 18 réalisée en matériau métallique ou céramique et ayant une épaisseur comprise entre 0,6 et 3,5mm, le diamètre d_1 des orifices de refroidissement 32 peut être compris entre 0,3 et 1 mm (préférentiellement entre 0,4 et 0,6 mm), le
35 pas p_1 compris entre 1 et 10 mm et leur inclinaison θ_1 comprise entre $+30^\circ$ et $+70^\circ$, typiquement $+60^\circ$. A titre de comparaison, pour une paroi

annulaire ayant les mêmes caractéristiques, les trous primaires 28 et les trous de dilution 30 possèdent un diamètre de l'ordre de 4 à 20 mm.

En outre, pour assurer un refroidissement efficace en aval des trous de dilution, chaque paroi annulaire 16, 18 de la chambre de combustion peut en outre comporter, disposés directement en aval de ces trous de dilution 30 (mais une configuration semblable en aval des trous primaires 28 est aussi possible pour limiter l'élévation du gradient thermique au niveau de ces trous et ainsi éviter la formation de criques) et répartis selon plusieurs rangées circonférentielles depuis l'axe de transition amont 30A, une pluralité d'orifices additionnels de refroidissement 34. Toutefois, au contraire des orifices de refroidissement précédents qui délivrent un film d'air s'écoulant dans la direction axiale D, le film d'air délivré par ces orifices additionnels s'écoule dans une direction perpendiculaire du fait de leur disposition à 90° dans un plan perpendiculaire à cette direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion. Cette multi-perforation réalisée perpendiculairement à l'axe de la turbomachine (dans la suite de la description, on parlera de multi-perforation giratoire par opposition à la multi-perforation axiale des orifices de refroidissement) permet de rapprocher ces orifices additionnels des trous de dilution (ou des trous primaires si nécessaire) et donc de limiter l'élévation du gradient thermique au niveau de ces trous.

Les orifices additionnels 34 d'une même rangée présentent un même diamètre d_2 , de préférence identique au diamètre d_1 des orifices de refroidissement 32, sont espacés d'un pas p_2 constant qui peut être identique ou non au pas p_1 entre les orifices de refroidissement 32 et présentent une inclinaison θ_2 , de préférence identique à l'inclinaison θ_1 des orifices de refroidissement 32 mais disposée dans un plan perpendiculaire. Toutefois, ces caractéristiques des orifices additionnels 34 peuvent, tout en restant dans les plages de valeurs définies précédemment, être sensiblement différentes de celles des orifices de refroidissement 32, c'est-à-dire que l'inclinaison θ_2 des orifices additionnels d'une même rangée par rapport à une normale N à la paroi annulaire 16, 18 peut être différente de celle θ_1 des orifices de refroidissement, et le diamètre d_2 des orifices additionnels d'une même rangée peut être différent de celui d_1 des orifices de refroidissement 32.

Selon l'invention, un refroidissement optimal autour des trous de dilution comme des trous primaires est obtenu en utilisant la pression dynamique côté froid (entre carter et paroi de la chambre) tout en conservant l'effet de la giration côté chaud. Pour ce faire, il est prévu de

5 disposer dans les zones à fort gradient thermique telles que les trous primaire ou de dilution, des trous de multi-perforation 36 coudés d'un angle α supérieur à 90° dans la paroi de la chambre, de manière à ce qu'ils soient alimentés par la pression totale de l'air côté froid, comme pour une multi-perforation axiale, tout en débouchant côté chaud comme

10 en matière de multi-perforation giratoire. En effet, comme il est connu, dans le cas de la multi-perforation giratoire à 90° , les trous sont alimentés par la pression statique de l'air entre le carter 12 et la paroi de chambre alors que dans le cas de la multi-perforation axiale les trous sont alimentés par la pression totale de l'air. Le fait d'être alimenté par la pression

15 statique implique que l'on n'utilise pas la pression dynamique de l'air (P totale - P statique) entre le carter et la paroi de la chambre. Or, cette pression dynamique est d'autant plus grande au niveau des trous primaires et des trous dilution.

L'angle α typiquement compris entre 90° et 170° est pris entre

20 un axe géométrique d'entrée A_e et un axe géométrique de sortie A_s du trou de multi-perforation, l'axe géométrique de sortie (axe du trou côté paroi chaude) étant incliné d'un angle θ_3 par rapport à la normale N à la paroi annulaire mais dans un plan lui-même incliné d'un angle β selon une direction dite de giration au plus perpendiculaire à la direction axiale D

25 d'écoulement des gaz de combustion. Typiquement cet angle de giration β est compris entre 50° et 90° .

Ces trous de multi-perforation 36 présentent un diamètre d_3 , de préférence identique au diamètre d_1 des orifices de refroidissement 32 et l'inclinaison en sortie θ_3 est de préférence identique à l'inclinaison θ_1 des

30 orifices de refroidissement 32. De même, l'axe géométrique d'entrée (axe du trou côté froid) peut être droit (parallèle à la normale N) ou de préférence présenter une inclinaison θ_4 (de préférence identique à l'inclinaison θ_1 des orifices de refroidissement 32) par rapport à cette normale dans la direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion.

35 Toutefois, ces différentes caractéristiques peuvent, tout en restant dans

les plages de valeurs définies précédemment pour les orifices de refroidissement 32, être sensiblement différentes.

On pourra noter, que dans ces zones à fort gradient thermique, le profil de chaque trou de multi-perforation 36 peut avantageusement
5 être variable, c'est-à-dire avec un diamètre d_3 , des inclinaisons θ_3 et θ_4 (donc un angle α) et un angle de giration β différent d'un trou à l'autre, de manière à optimiser localement le refroidissement.

On notera également, que pour un trou de diamètre 0.4 mm, la surface latérale d'échange (surface mouillée par l'air qui passe dans le
10 trou) est identique pour les 3 types de trous de multi-perforation. Ainsi, on peut déterminer cette surface latérale d'échange S par la formule suivante : $S = n * d_3 * L$ (avec L la longueur du trou)

Soit pour un trou 32 droit axial S égale à 3 mm²,

Soit pour un trou 34 droit giratoire à 90° S égale à 3.04 mm², et

15 Soit pour un trou 36 coudé à 90° S égale à 3.06 mm².

Le trou coudé ne dégrade donc pas le refroidissement de la paroi par la convection forcée de l'air circulant à travers lui.

Avec la multi-perforation composée de trous coudés, l'utilisation de la pression dynamique de l'air circulant entre le carter et la paroi de la
20 chambre à combustion qui n'était pas utilisée avec la multi-perforation giratoire, permet de refroidir simplement et de façon beaucoup plus efficace autour des trous primaires et de dilution par un placement judicieux de ces trous coudés.

Selon une variante de réalisation illustrée à la figure 5, la sortie
25 d'air du trou de multi-perforation 36 débouchant côté chaud peut avoir un diamètre d_3 variable en forme de cône et donc ne plus être constant comme précédemment mais avec le diamètre d_3 augmentant en se rapprochant de cette sortie d'air. De même, comme le montre la figure 6, la sortie d'air débouchant côté chaud peut, après la partie coudée, se
30 diviser en deux parties de manière à augmenter la surface d'échange entre l'air de refroidissement et la paroi. Le diamètre d_3 sera de préférence identique tout au long du trou de multi-perforation 36 mais les angles α_1 et α_2 entre l'axe géométrique d'entrée et les axes géométriques de sortie respectifs des deux parties après le coude pourront être
35 identiques comme illustrés ou bien encore différents. Toutefois, comme

précédemment, les sorties d'air formant la partie terminale du trou peuvent aussi présenter un diamètre variable.

REVENDICATIONS

1. Paroi annulaire (16, 18) de chambre de combustion (10) de turbomachine, comportant entre un côté froid (16a, 18a) et un côté chaud (16b, 18b) :
- 5 . une pluralité d'orifices d'admission d'air (28, 30) répartis selon au moins une rangée circonférentielle pour permettre à de l'air circulant dudit côté froid de pénétrer dudit côté chaud, lesdits orifices d'admission d'air créant autour d'eux des zones à fort gradient thermique, et
- 10 . une pluralité d'orifices de refroidissement (32) pour permettre à l'air circulant dudit côté froid de pénétrer dudit côté chaud afin de former un film d'air de refroidissement le long de ladite paroi annulaire, lesdits orifices de refroidissement étant répartis selon une pluralité de rangées circonférentielles espacées axialement les unes des autres et les axes
- 15 géométriques de chacun desdits orifices de refroidissement étant inclinés, dans une direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion, d'un angle d'inclinaison θ_1 par rapport à une normale N à ladite paroi annulaire,
- ladite paroi annulaire étant caractérisée en ce qu'elle comporte en outre,
- 20 dans lesdites zones à fort gradient thermique, des trous de multi-perforation (36) coudés d'un angle α supérieur à 90° , ledit angle α étant pris entre un axe géométrique d'entrée Ae et un axe géométrique de sortie As dudit trou de multi-perforation, ledit axe géométrique de sortie dudit trou de multi-perforation étant incliné d'un angle θ_3 par rapport à
- 25 ladite normale N à ladite paroi annulaire au travers de laquelle lesdits trous de multi-perforation coudés sont percés, dans une direction dite de giration au plus perpendiculaire à ladite direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion.
- 30 2. Paroi selon la revendication 1, caractérisée en ce que ledit angle α est compris entre 90° et 170° .
3. Paroi selon la revendication 1, caractérisée en ce que ladite direction de giration est inclinée par rapport à ladite direction axiale D d'écoulement
- 35 des gaz de combustion d'un angle β compris entre 50° et 90° .

4. Paroi selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisée en ce que lesdits trous de multi-perforation présentent un diamètre d_3 , de préférence identique audit diamètre d_1 desdits orifices de refroidissement et ladite inclinaison en sortie θ_3 est de préférence identique à ladite inclinaison θ_1 desdits orifices de refroidissement.

5. Paroi selon la revendication 4, caractérisée en ce que ledit axe géométrique d'entrée dudit trou de multi-perforation est incliné d'un angle θ_4 par rapport à ladite normale N à ladite paroi annulaire, dans une direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion, ladite inclinaison en entrée θ_4 étant de préférence identique à ladite inclinaison θ_1 desdits orifices de refroidissement.

6. Paroi selon la revendication 4 ou la revendication 5, caractérisée en ce que chacun desdits trous de multi-perforation présente un profil variable, de manière à optimiser localement le refroidissement.

7. Paroi selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisée en ce que lesdits trous de multi-perforation se divisent en deux à partir d'une partie coudée pour former deux sorties d'air débouchant côté chaud.

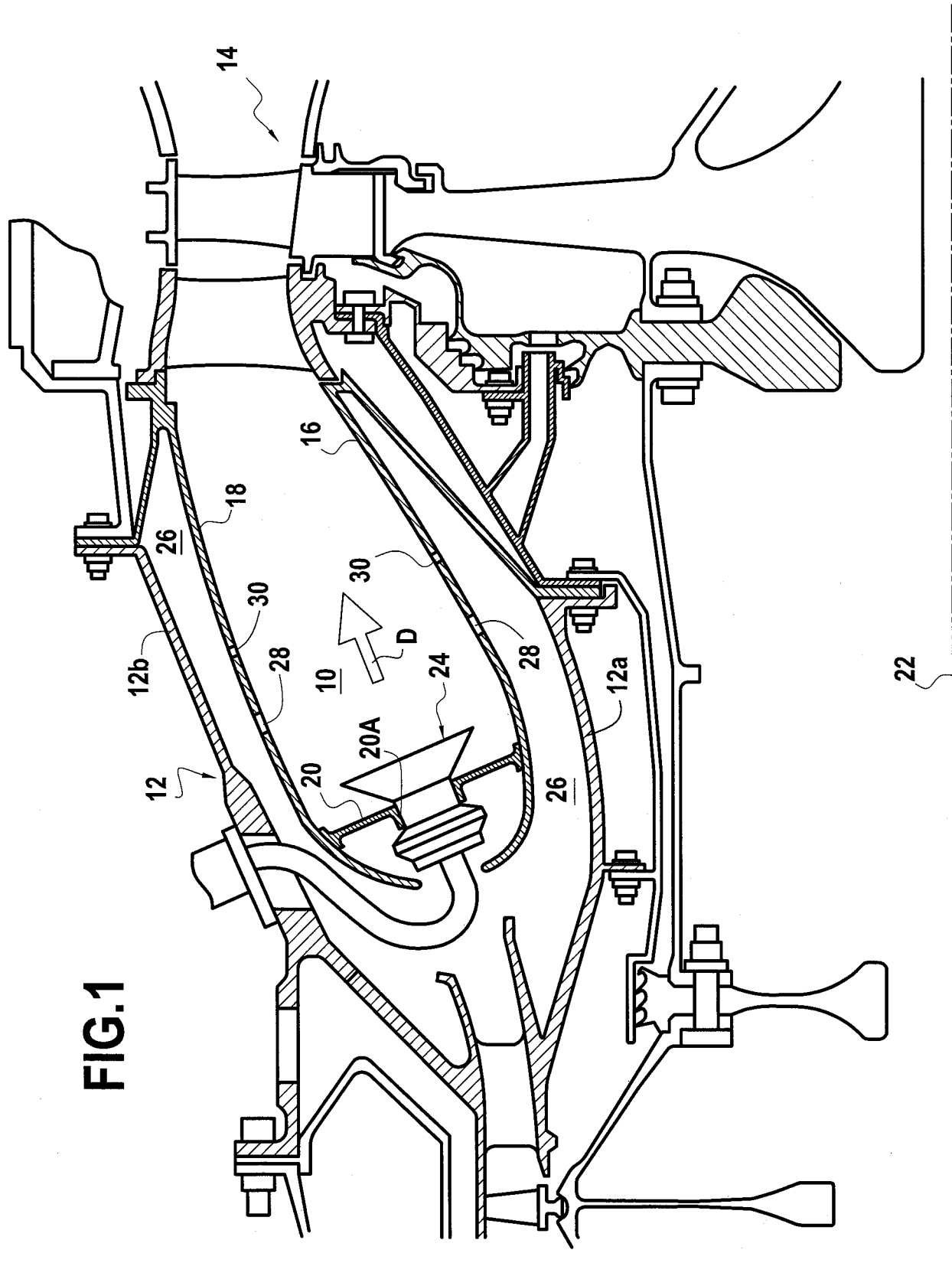
8. Paroi selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisée en ce que la ou les deux sorties d'air débouchant côté chaud desdits trous de multi-perforation présente(nt) un diamètre d_3 variable en forme de cône.

9. Paroi selon la revendication 1, caractérisée en ce que lesdits orifices d'admission d'air sont des trous primaires (28) permettant à de l'air circulant dudit côté froid de pénétrer dudit côté chaud afin de créer un mélange air/carburant.

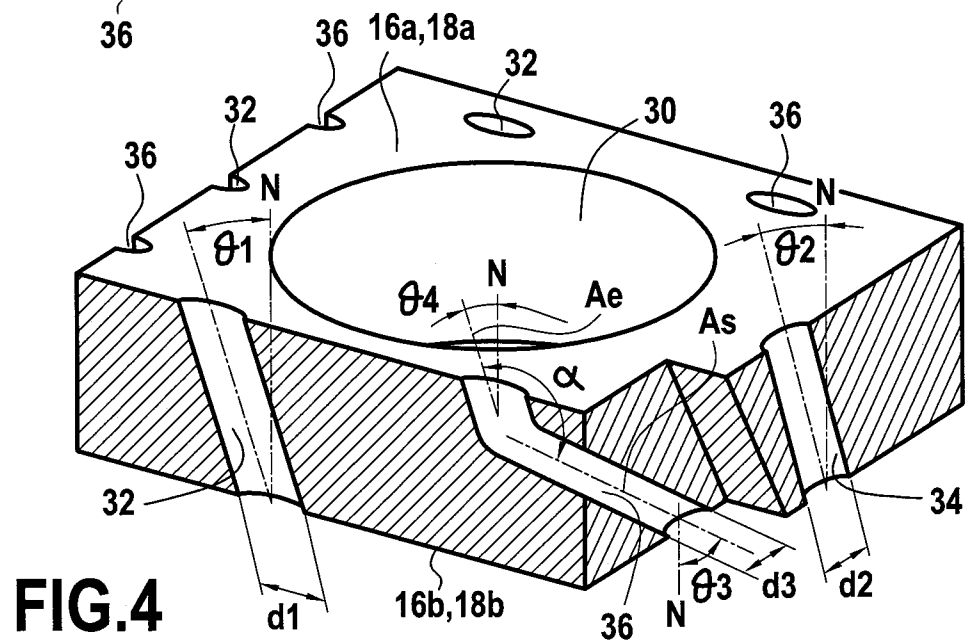
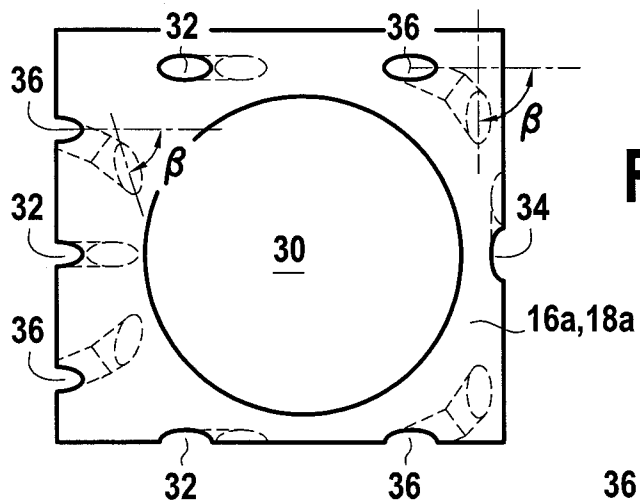
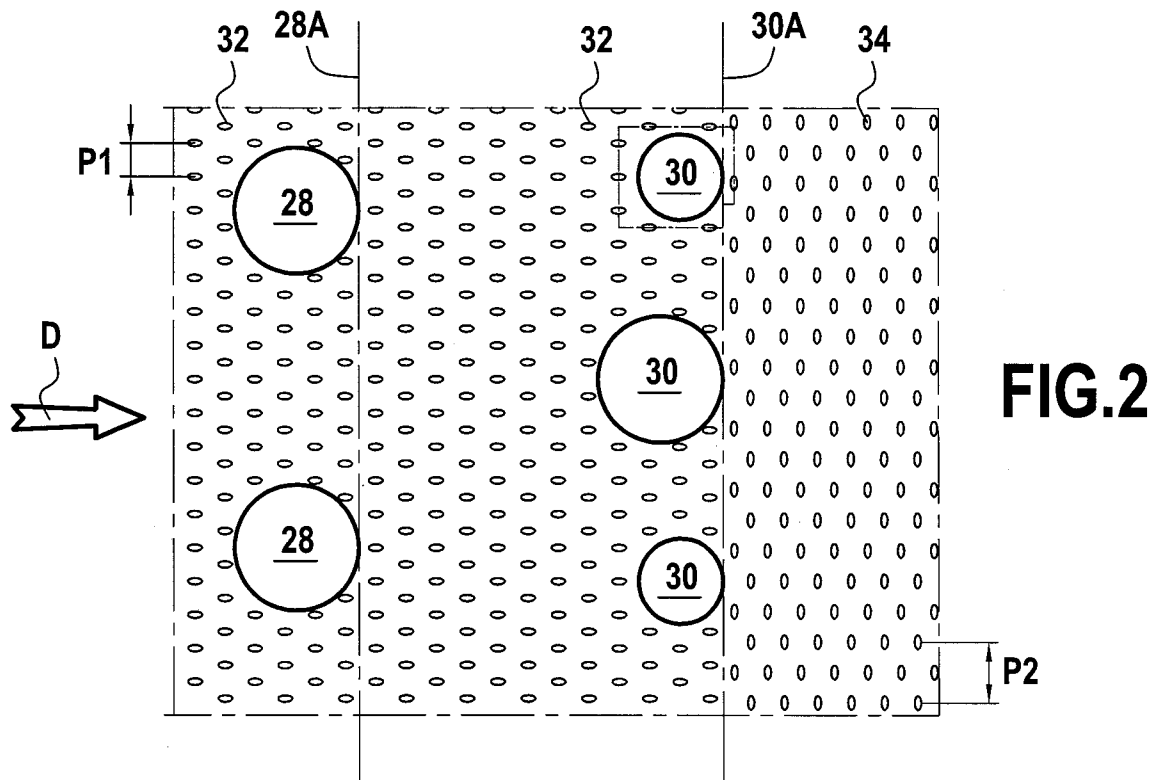
10. Paroi selon la revendication 9, caractérisée en ce que lesdits orifices d'admission d'air sont des trous de dilution (30) permettant à de l'air circulant dudit côté froid de pénétrer dudit côté chaud afin d'assurer la dilution du mélange air/carburant.

11. Chambre de combustion (10) de turbomachine, comportant au moins une paroi annulaire (16, 18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 10.
- 5 12. Turbomachine comportant une chambre de combustion (10) ayant au moins une paroi annulaire (16, 18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 10.

FIG.1



2/3



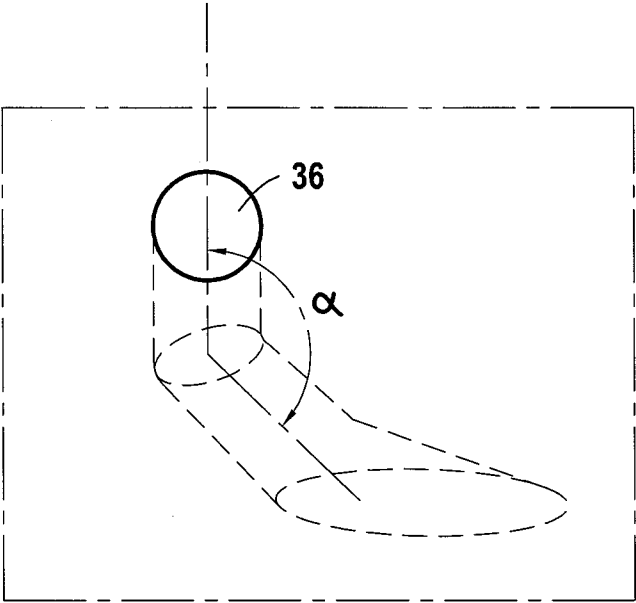


FIG.5

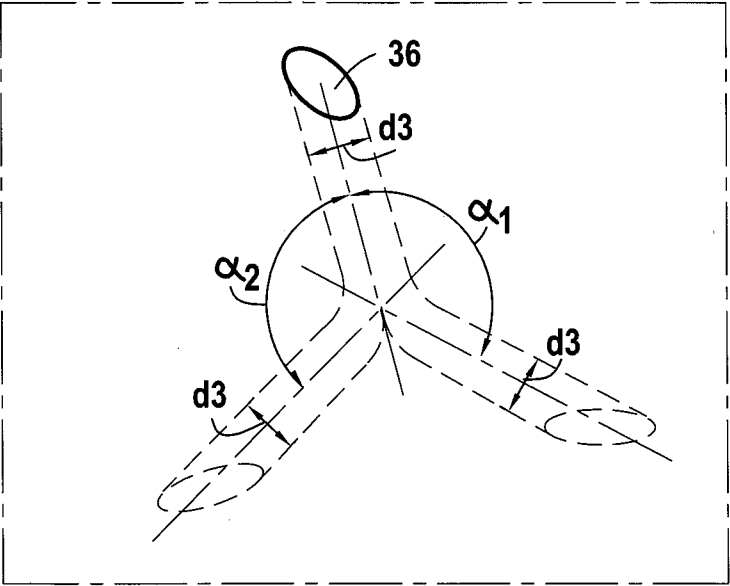


FIG.6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/051263

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F01D9/02 F23R3/06
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 F23R

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	WO 2013/060987 A2 (SNECMA [FR]; TURBOMECA [FR]) 2 May 2013 (2013-05-02) cited in the application page 5, line 25 - page 10, line 20 figures 1-3	1-12
A	----- EP 2 759 772 A1 (HONEYWELL INT INC [US]) 30 July 2014 (2014-07-30) paragraphs [0014] - [0028], [0042] - [0047], [0062] - [0064] figures 1-5,11,12	1-12
A	----- US 2015/107798 A1 (PFITZNER MICHAEL [DE] ET AL) 23 April 2015 (2015-04-23) paragraphs [0024] - [0041] figures 1,2	7



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

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

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

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

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

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

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

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

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

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

14 September 2016

Date of mailing of the international search report

21/09/2016

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

Gebker, Ulrich

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2016/051263

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
WO 2013060987 A2	02-05-2013	CA 2852393 A1	02-05-2013
		CN 103958970 A	30-07-2014
		CN 203147824 U	21-08-2013
		EP 2771618 A2	03-09-2014
		FR 2982008 A1	03-05-2013
		JP 2014531015 A	20-11-2014
		RU 2014121037 A	10-12-2015
		US 2014260257 A1	18-09-2014
		WO 2013060987 A2	02-05-2013

EP 2759772 A1	30-07-2014	EP 2759772 A1	30-07-2014
		US 2014338347 A1	20-11-2014

US 2015107798 A1	23-04-2015	DE 102013221227 A1	07-05-2015
		EP 2889451 A1	01-07-2015
		US 2015107798 A1	23-04-2015

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2016/051263

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F01D9/02 F23R3/06
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 F23R

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	WO 2013/060987 A2 (SNECMA [FR]; TURBOMECA [FR]) 2 mai 2013 (2013-05-02) cité dans la demande page 5, ligne 25 - page 10, ligne 20 figures 1-3	1-12
A	----- EP 2 759 772 A1 (HONEYWELL INT INC [US]) 30 juillet 2014 (2014-07-30) alinéas [0014] - [0028], [0042] - [0047], [0062] - [0064] figures 1-5,11,12	1-12
A	----- US 2015/107798 A1 (PFITZNER MICHAEL [DE] ET AL) 23 avril 2015 (2015-04-23) alinéas [0024] - [0041] figures 1,2	7



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

14 septembre 2016

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

21/09/2016

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale

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

Fonctionnaire autorisé

Gebker, Ulrich

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2016/051263

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
WO 2013060987 A2	02-05-2013	CA 2852393 A1	02-05-2013
		CN 103958970 A	30-07-2014
		CN 203147824 U	21-08-2013
		EP 2771618 A2	03-09-2014
		FR 2982008 A1	03-05-2013
		JP 2014531015 A	20-11-2014
		RU 2014121037 A	10-12-2015
		US 2014260257 A1	18-09-2014
		WO 2013060987 A2	02-05-2013

EP 2759772 A1	30-07-2014	EP 2759772 A1	30-07-2014
		US 2014338347 A1	20-11-2014

US 2015107798 A1	23-04-2015	DE 102013221227 A1	07-05-2015
		EP 2889451 A1	01-07-2015
		US 2015107798 A1	23-04-2015
