

(19)



(11)

EP 2 771 618 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:

14.06.2017 Bulletin 2017/24

(51) Int Cl.:

F23R 3/06 (2006.01)

(86) Numéro de dépôt international:

PCT/FR2012/052446

(21) Numéro de dépôt: **12790620.4**

(22) Date de dépôt: **25.10.2012**

(87) Numéro de publication internationale:

WO 2013/060987 (02.05.2013 Gazette 2013/18)

(54) **PAROI ANNULAIRE DE CHAMBRE DE COMBUSTION À REFROIDISSEMENT AMÉLIORÉ AU NIVEAU DES TROUS PRIMAIRES ET/OU DE DILUTION**

RINGFÖRMIGE BRENNKAMMERWAND MIT VERBESSERTER KÜHLUNG AN DEN PRIMÄR-
UND/ODER VERDÜNNUNGSLUFTLÖCHERN

ANNULAR WALL OF A COMBUSTION CHAMBER WITH IMPROVED COOLING AT THE PRIMARY
AND/OR DILUTION HOLES

(84) Etats contractants désignés:

**AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB
GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC MK MT NL NO
PL PT RO RS SE SI SK SM TR**

(30) Priorité: **26.10.2011 FR 1159704**

(43) Date de publication de la demande:

03.09.2014 Bulletin 2014/36

(73) Titulaires:

- **Snecma**
75015 Paris (FR)
- **Safran Helicopter Engines**
64510 Bordes (FR)

(72) Inventeurs:

- **RULLAUD, Matthieu, François**
F-77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR)
- **CARRERE, Bernard, Joseph, Jean-Pierre**
F-64000 Pau (FR)
- **VERDIER, Hubert, Pascal**
F-64800 Nay (FR)

(74) Mandataire: **David, Alain et al**

Cabinet Beau de Loménie
158, rue de l'Université
75340 Paris Cedex 07 (FR)

(56) Documents cités:

US-A1- 2007 084 219 US-A1- 2009 084 110
US-A1- 2011 023 495

EP 2 771 618 B1

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la publication de la mention de la délivrance du brevet européen au Bulletin européen des brevets, toute personne peut faire opposition à ce brevet auprès de l'Office européen des brevets, conformément au règlement d'exécution. L'opposition n'est réputée formée qu'après le paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

Description

Arrière-plan de l'invention

[0001] La présente invention se rapporte au domaine général des 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 «multiperforation».

[0002] Typiquement, une chambre de combustion annulaire de turbomachine est formée d'une paroi annulaire interne (dite aussi virole interne) et d'une paroi annulaire externe (dite aussi virole externe) qui sont reliées en amont par une paroi transversale formant fond de chambre.

[0003] Les viroles interne et externe sont chacune pourvues d'une pluralité de trous et d'orifices divers permettant à de l'air circulant autour de la chambre de combustion de pénétrer à l'intérieur de celle-ci.

[0004] 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 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.

[0005] Les viroles interne et externe sont soumises aux températures élevées des gaz provenant de la combustion du mélange air/carburant.

[0006] Afin d'assurer leur refroidissement, des orifices supplémentaires dits de multiperforation sont également percés au travers de ces viroles sur toute leur surface. Ces orifices de multiperforation, 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 refroidissement.

[0007] Toutefois, en pratique, il a été constaté que la zone des viroles interne et externe qui est située directement en aval de chacun des trous primaires ou de dilution, du fait notamment de l'absence d'orifices résultant de la technologie de perçage laser utilisée, bénéficie d'un faible niveau de refroidissement avec le risque de formation de criques que cela implique.

[0008] Afin de résoudre ce problème, le document US 6,145,319 propose de pratiquer des trous de transition dans la zone des parois située directement en aval de chacun des trous primaires et de dilution, ces trous de transition ayant une inclinaison plus importante que celle des orifices de multiperforation. Toutefois, étant donné qu'il s'agit d'un traitement localisé, cette solution s'avère malheureusement particulièrement onéreuse et elle augmente notablement la durée de fabrication des parois. Le document US 2007/0084219 A1 montre une paroi annulaire de chambre de combustion de turbomachine selon le préambule de la revendication 1.

Objet et résumé de l'invention

[0009] La présente invention a donc pour but de pallier de tels inconvénients en proposant une paroi annulaire de chambre de combustion qui assure un refroidissement adéquat des zones situées directement en aval des trous primaires et de dilution.

[0010] A cet effet, il est prévu une paroi annulaire de chambre de combustion de turbomachine selon la revendication 1. La présence des orifices additionnels de refroidissement disposés de façon inclinée dans un plan perpendiculaire au sens d'écoulement des gaz de combustion, directement en aval et au plus près des trous primaires et de dilution, permet d'assurer un refroidissement efficace par rapport à la multiperforation axiale classique où le film d'air est stoppé par la présence de ces trous et cela sans modifier l'écoulement dans la zone primaire.

[0011] De préférence, elle comporte en outre au niveau d'une zone de transition formée en aval de ladite pluralité de rangées d'orifices additionnels, au moins deux rangées d'orifices dont les axes géométriques de chacun desdits orifices sont inclinés, par rapport à un plan perpendiculaire à ladite direction axiale D, d'une inclinaison déterminée différente pour chacune desdites deux rangées.

[0012] Selon un mode de réalisation de l'invention avantageux, ladite inclinaison $\theta 2$ desdits orifices additionnels par rapport à la normale N à ladite paroi annulaire est identique à celle $\theta 1$ desdits orifices de refroidissement.

[0013] Avantageusement, un diamètre $d 2$ desdits orifices additionnels est identique à un diamètre $d 1$ desdits orifices de refroidissement et un pas $p 2$ desdits orifices additionnels est identique à un pas $p 1$ desdits orifices de refroidissement et lesdits orifices additionnels peuvent présenter une densification plus importante juste en aval des trous primaires et des trous de dilution.

[0014] Lorsqu'elle comporte ces deux rangées d'orifices, lesdites inclinaisons sont de 30° et 60° respectivement. Lesdites deux rangées d'orifices sont alors soit deux rangées d'orifices additionnels disposées immédiatement en amont d'une rangée d'orifices de refroidissement, soit deux rangées d'orifices de refroidissement disposées immédiatement en aval d'une rangée d'orifices additionnels, ou encore une rangée d'orifices additionnels et une rangée d'orifices de refroidissement adjacentes.

[0015] Lorsqu'elle comporte plusieurs rangées d'orifices, lesdites inclinaisons sont réparties régulièrement entre 0° et 90°.

[0016] Avantageusement, le sens d'inclinaison desdits orifices additionnels est contraint par le sens d'écoulement du mélange air/carburant en aval de ladite chambre de combustion.

[0017] La présente invention a également pour objet une chambre de combustion et une turbomachine (ayant une chambre de combustion) comportant une paroi an-

nulaire telle que définie précédemment.

Brève description des dessins

[0018] 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 ;
- 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 ; et
- la figure 3 est une vue partielle et en perspective d'une partie de la paroi annulaire de la figure 2.

Description détaillée de l'invention

[0019] 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 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.

[0020] 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 pouvant également être refroidi par multiperçage est placé entre la chambre de combustion et le distributeur de turbine.

[0021] 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 des injecteurs de carburant 24.

[0022] Le carter de chambre 12, qui est formé d'une enveloppe interne 12a et d'une enveloppe externe 12b, ménagé 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.

[0023] 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 (figure 3).

[0024] 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).

[0025] 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 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 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.

[0026] 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 et 3).

[0027] Ces orifices 32, qui assurent un refroidissement des parois 16, 18 par multiperforation, sont répartis selon une pluralité de rangées circonférentielles espacées axialement les unes des autres. Ces rangées d'orifices de multiperforation couvrent toute la surface des parois annulaires de la chambre à l'exception de zones particulières objets de l'invention précisément délimitées et comprises entre la ligne 28A, 30A formant un axe de transition amont et un axe de transition aval décalé axialement vers l'aval par rapport à cet axe amont et soit sensiblement en avant des trous de dilution (pour l'axe aval 28B) soit sensiblement en avant du plan de sortie de la chambre (pour l'axe aval 30B).

[0028] Le nombre et le diamètre d1 des orifices de refroidissement 32 sont identiques dans chacune des rangées. Le pas p1 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 disposés en quinconce comme représenté sur la figure 2.

[0029] Comme illustré sur la figure 3, 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 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 la chambre (schématisé par la flèche D).

[0030] 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 3,5 mm, le diamètre d1 des orifices de refroidissement 32 peut être compris entre 0,3 et 1 mm, le pas d1 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.

[0031] Selon l'invention, chaque paroi annulaire 16, 18 de la chambre de combustion comporte, disposés directement en aval des trous primaires 28 et de dilution 30 et répartis selon plusieurs rangées circonférentielles, typiquement au moins 5 rangées, depuis l'axe de transition amont 28A, 30A et jusqu'à l'axe de transition aval 28B, 30B, 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 dans un plan perpendiculaire à cette direction axiale D d'écoulement des gaz de combustion. Cette multiperforation réalisée perpendiculairement à l'axe de la turbomachine (dans la suite de la description, on parlera de multiperforation giratoire par opposition à la multiperforation axiale des orifices de refroidissement) permet de rapprocher les orifices additionnels des trous primaires ou de dilution et donc d'améliorer l'efficacité du mélange air/carburant.

[0032] Les orifices additionnels 34 d'une même rangée présentent un même diamètre d2, de préférence identique au diamètre d1 des orifices de refroidissement 32, sont espacés d'un pas p2 constant qui peut être identique ou non au pas p1 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 d2 des orifices additionnels d'une même rangée peut être différent de celui d1 des orifices de refroidissement 32.

[0033] Toutefois, selon le besoin de refroidissement souhaité, les orifices additionnels 34 derrière la rangée des trous primaires 28 peuvent en outre présenter avan-

tageusement des caractéristiques en matière d'inclinaison, de diamètre ou de pas différentes de ceux disposés derrière la rangée des trous de dilution 30 et, plus particulièrement, au sein d'une même zone une différence du diamètre d2 et du pas p2 peut aussi être réalisée pour densifier ce refroidissement dans les parties les plus contraintes thermiquement, c'est-à-dire celles justes en aval des trous primaires et des gros orifices de dilution, lorsque ces derniers sont formés d'une alternance de gros et de petits orifices comme illustré à la figure 2.

[0034] Entre la rangée des trous primaires et celle des trous de dilution, l'introduction de la multiperforation giratoire permet en limitant l'élévation du gradient thermique d'éviter la formation de criques en aval des trous primaires 28. La multiperforation en amont des trous de dilution 30 depuis l'axe de transition aval 28B restant de type axial, il est nécessaire de prévoir une zone de transition réalisée par exemple sur deux rangées dans laquelle les trous additionnels de refroidissement 34 sont chacun disposés dans un plan incliné l'un de 30° et l'autre de 60° par rapport à la direction axiale D, les autres paramètres, à savoir le diamètre d2, le pas p2 et l'inclinaison θ_2 de ces trous additionnels dans ces plans inclinés restant inchangés.

[0035] De même, en sortie de chambre, plus précisément à partir de l'axe de transition aval 30B (figure 2), l'introduction de la multiperforation axiale permet de combler le niveau local de giration afin de ne pas perdre le rendement TuHP de la chambre de combustion. De préférence, il est aussi conseillé de prévoir une zone de transition multiperforation giratoire-axiale permettant en lissant les écoulements de réduire le gradient thermique à l'origine d'amorçage de criques. Le profil de température moyen en sortie de chambre est amélioré du fait du mélange plus efficace ainsi obtenu. Cette zone de transition peut par exemple être réalisée sur deux rangées de trous additionnels de refroidissement chacun disposés dans un plan incliné l'un de 30° et l'autre de 60° par rapport à la direction axiale D, les autres paramètres, à savoir le diamètre d2, le pas p2 et l'inclinaison θ_2 des trous additionnels dans ces plans inclinés restant inchangés. Dans le cas d'une chambre de combustion à flux inversé, cette zone à partir de l'axe 30B peut ne pas exister ou être intégrée au coude de retour.

[0036] On notera que si la zone de transition a été décrite au niveau de la multiperforation giratoire, rien n'interdit toutefois de la réaliser au niveau de la multiperforation axiale ou encore à cheval avec une rangée de multiperforation axiale inclinée à 30° et une rangée de multiperforation giratoire inclinée à 60° . De même, cette zone de transition peut comporter plus de deux rangées, l'inclinaison des orifices étant alors répartie régulièrement entre 0° (multiperforation axiale) et 90° (multiperforation giratoire). Par exemple, avec trois rangées, l'inclinaison des orifices sera respectivement de $22,5^\circ$, 45° et $67,5^\circ$.

[0037] Avec l'invention, l'écoulement dans la zone primaire n'est pas modifié, la giration n'impactant pas

l'orientation des jets de dilution et en s'affranchissement de la barrière thermique permet un gain de masse et donc de coût. On notera également que pour respecter le sens des écoulements dans le DHP et éviter les décollements aérodynamiques et ainsi conserver le rendement de la turbine haute pression, le sens du perçage de la multiperforation giratoire est figé par l'orientation des aubages du distributeur Haute Pression (DHP) en aval de la chambre de combustion.

Revendications

1. Paroi annulaire (16, 18) de chambre de combustion (10) de turbomachine, comportant un côté froid (16a, 18a) et un côté chaud (16b, 18b), ladite paroi annulaire comportant :

- . une pluralité de trous primaires (28) répartis selon une rangée circonférentielle pour permettre à de l'air circulant du côté froid (16a, 18a) de ladite paroi annulaire de pénétrer du côté chaud (16b, 18b) afin de créer un mélange air/carburant ;

- . une pluralité de trous de dilution (30) répartis selon une rangée circonférentielle pour permettre à de l'air circulant du côté froid (16a, 18a) de ladite paroi annulaire de pénétrer du côté chaud (16b, 18b) afin d'assurer la dilution du mélange air/carburant ; et

- . une pluralité d'orifices de refroidissement (32) pour permettre à l'air circulant du côté froid (16a, 18a) de ladite paroi annulaire de pénétrer du côté chaud (16b, 18b) 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 ; et

- . une pluralité d'orifices additionnels de refroidissement (34) disposés d'une part directement en aval desdits trous primaires et d'autre part directement en aval desdits trous de dilution et répartis selon une pluralité de rangées circonférentielles espacées axialement les unes des autres, **caractérisée en ce que** les axes géométriques de chacun desdits orifices additionnels de refroidissement (34) sont disposés dans un plan perpendiculaire à ladite direction axiale D et inclinés d'un angle d'inclinaison θ_2 par rapport à une normale N à ladite paroi annulaire.

2. Paroi selon la revendication 1, **caractérisée en ce**

que ladite inclinaison θ_2 desdits orifices additionnels (34) par rapport à la normale N à ladite paroi annulaire est identique à celle θ_1 desdits orifices de refroidissement.

3. Paroi selon la revendication 1 ou la revendication 2, **caractérisée en ce qu'**un diamètre d_2 desdits orifices additionnels (34) est identique à un diamètre d_1 desdits orifices de refroidissement (32) et un pas p_2 desdits orifices additionnels est identique à un pas p_1 desdits orifices de refroidissement.

4. Paroi selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** lesdits orifices additionnels (34) présentent une densification plus importante juste en aval des trous primaires et des trous de dilution.

5. Paroi selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, **caractérisée en ce qu'**elle comporte en outre au niveau d'une zone de transition (28B, 30B) formée en aval de ladite pluralité de rangées d'orifices additionnels, au moins deux rangées d'orifices dont les axes géométriques de chacun desdits orifices sont inclinés, par rapport à un plan perpendiculaire à ladite direction axiale D, d'une inclinaison déterminée différente pour chacune desdites deux rangées.

6. Paroi selon la revendication 5, **caractérisée en ce qu'**elle comporte deux rangées d'orifices et lesdites inclinaisons sont de 30° et 60° respectivement.

7. Paroi selon la revendication 6, **caractérisée en ce que** lesdites deux rangées d'orifices sont deux rangées d'orifices additionnels disposées immédiatement en amont d'une rangée d'orifices de refroidissement, deux rangées d'orifices de refroidissement disposées immédiatement en aval d'une rangée d'orifices additionnels, ou encore une rangée d'orifices additionnels et une rangée d'orifices de refroidissement adjacente.

8. Paroi selon la revendication 5, **caractérisée en ce qu'**elle comporte plusieurs rangées d'orifices et lesdites inclinaisons sont réparties régulièrement entre 0° et 90° .

9. Paroi selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, **caractérisée en ce que** le sens d'inclinaison desdits orifices additionnels est contraint par le sens d'écoulement du mélange air/carburant en aval de ladite chambre de combustion.

10. Chambre de combustion (10) de turbomachine, comportant au moins une paroi annulaire (16, 18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 9.

11. Turbomachine comportant une chambre de combustion (10) ayant au moins une paroi annulaire (16,

18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 9.

Patentansprüche

1. Ringförmige Wand (16, 18) einer Brennkammer (10) einer Turbomaschine, umfassend eine kalte Seite (16a, 18a) und eine heiße Seite (16b, 18b), wobei die ringförmige Wand umfasst:

- eine Vielzahl von Primärlöchern (28), die entlang einer Umfangsreihe verteilt sind, um Luft, die auf der kalten Seite (16a, 18a) der ringförmigen Wand zirkuliert, zu ermöglichen, auf die heiße Seite (16b, 18b) zu dringen, um ein Luft/Treibstoff-Gemisch zu erzeugen,
- eine Vielzahl von Verdünnungslöchern (30), die entlang einer Umfangsreihe verteilt sind, um Luft, die auf der kalten Seite (16a, 18a) der ringförmigen Wand zirkuliert, zu ermöglichen, auf die heiße Seite (16b, 18b) zu dringen, um die Verdünnung des Luft/Treibstoff-Gemischs sicherzustellen, und
- eine Vielzahl von Kühlöffnungen (32), um der Luft, die auf der kalten Seite (16a, 18a) der ringförmigen Wand zirkuliert, zu ermöglichen, auf die heiße Seite (16b, 18b) zu dringen, um einen Kühlluftfilm entlang der ringförmigen Wand zu bilden, wobei die Kühlöffnungen entlang einer Vielzahl von Umfangsreihen, welche axial voneinander beabstandet sind, verteilt sind, und wobei die geometrischen Achsen einer jeden der Kühlöffnungen in einer axialen Strömungsrichtung D der Verbrennungsgase um einen Neigungswinkel θ_1 gegenüber einer Normalen N zu der ringförmigen Wand geneigt sind, und
- eine Vielzahl von zusätzlichen Kühlöffnungen (34), die einerseits direkt stromabwärts der Primärlöcher und andererseits direkt stromabwärts der Verdünnungslöcher angeordnet und entlang einer Vielzahl von Umfangsreihen, welche axial voneinander beabstandet sind, verteilt sind,

dadurch gekennzeichnet, dass die geometrischen Achsen einer jeden der zusätzlichen Kühlöffnungen (34) in einer Ebene senkrecht zu der axialen Richtung D angeordnet und um einen Neigungswinkel θ_2 gegenüber einer Normalen N zu der ringförmigen Wand geneigt sind.

2. Wand nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Neigung θ_2 der zusätzlichen Öffnungen (34) gegenüber der Normalen N zu der ringförmigen Wand mit derjenigen θ_1 der Kühlöffnungen identisch ist.

3. Wand nach Anspruch 1 oder Anspruch 2, **dadurch**

gekennzeichnet, dass ein Durchmesser d2 der zusätzlichen Öffnungen (34) mit einem Durchmesser d1 der Kühlöffnungen (32) identisch ist und ein Abstand p2 der zusätzlichen Öffnungen mit einem Abstand p1 der Kühlöffnungen identisch ist.

4. Wand nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** die zusätzlichen Öffnungen (34) direkt stromab der Primärlöcher und der Verdünnungslöcher eine größere Verdichtung aufweisen.

5. Wand nach einem der Ansprüche 1 bis 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie ferner im Bereich einer Übergangszone (28B, 30B), die stromab der Vielzahl von Reihen von zusätzlichen Öffnungen ausgebildet ist, wenigstens zwei Reihen von Öffnungen aufweist, deren geometrische Achsen einer jeden der Öffnungen gegenüber einer Ebene senkrecht zu der axialen Richtung D um eine für jede der beiden Reihen verschiedene bestimmte Neigung geneigt sind.

6. Wand nach Anspruch 5, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie zwei Reihen von Öffnungen umfasst und die Neigungen 30° bzw. 60° betragen.

7. Wand nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** die beiden Reihen von Öffnungen zwei Reihen von zusätzlichen Öffnungen, die unmittelbar stromauf einer Reihe von Kühlöffnungen angeordnet sind, zwei Reihen von Kühlöffnungen, die unmittelbar stromab einer Reihe von zusätzlichen Öffnungen angeordnet sind, oder aber eine Reihe von zusätzlichen Öffnungen und eine benachbarte Reihe von Kühlöffnungen sind.

8. Wand nach Anspruch 5, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie mehrere Reihen von Öffnungen umfasst und die Neigungen zwischen 0° und 90° gleichmäßig verteilt sind.

9. Wand nach einem der Ansprüche 1 bis 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Neigungsrichtung der zusätzlichen Öffnungen durch die Strömungsrichtung des Luft/Treibstoff-Gemischs stromab der Brennkammer erzwungen ist.

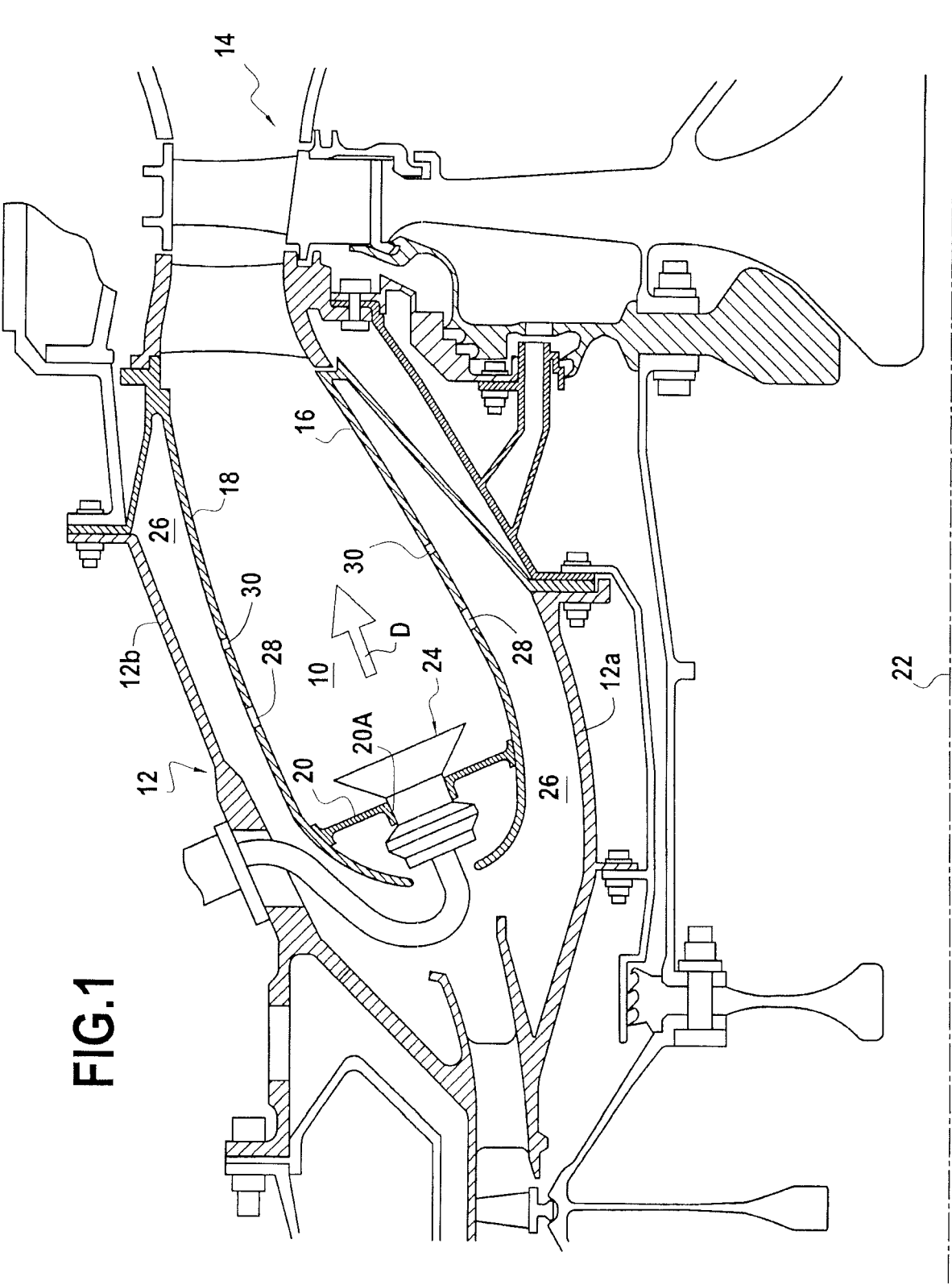
10. Brennkammer (10) einer Turbomaschine, die wenigstens eine ringförmige Wand (16, 18) nach einem der Ansprüche 1 bis 9 umfasst.

11. Turbomaschine, umfassend eine Brennkammer (10), welche wenigstens eine ringförmige Wand (16, 18) nach einem der Ansprüche 1 bis 9 umfasst.

Claims

1. An annular wall (16, 18) of a turbine engine combustion chamber (10), comprising a cold side (16a, 18a) and a hot side (16b, 18b), said annular wall comprising:
 - . a plurality of primary holes (28) distributed according to a circumferential row to allow circulating air of the cold side (16a, 18a) of said annular wall to enter the hot side (16b, 18b) to create an air/fuel mixture;
 - . a plurality of dilution holes (30) distributed according to a circumferential row to allow circulating air of the cold side (16a, 18a) of said annular wall to enter the hot side (16b, 18b) to ensure dilution of the air/fuel mixture; and
 - . a plurality of cooling orifices (32) to allow the circulating air of the cold side (16a, 18a) of said annular wall to enter the hot side (16b, 18b) to form a film of cooling air along said annular wall, said cooling orifices being distributed according to a plurality of circumferential rows spaced axially from one another and the geometric axes of each of said cooling orifices being inclined, in an axial direction D of flow of combustion gases, by an angle of inclination θ_1 relative to a normal N to said annular wall; and
 - . a plurality of additional cooling orifices (34) arranged on the one hand directly downstream of said primary holes and on the other hand directly downstream of said dilution holes and distributed according to a plurality of circumferential rows spaced axially from one another,

characterised in that the geometric axes of each of said additional cooling orifices (34) are arranged in a plane perpendicular to said axial direction D and inclined by an angle of inclination θ_2 relative to a normal N to said annular wall.
 2. The wall as claimed in Claim 1, **characterised in that** said inclination θ_2 of said additional orifices (34) relative to the normal N to said annular wall is identical to that θ_1 of said cooling orifices.
 3. The wall as claimed in Claim 1 or Claim 2, **characterised in that** a diameter d2 of said additional orifices (34) is identical to a diameter d1 of said cooling orifices (32) and a pitch p2 of said additional orifices is identical to a pitch p1 of said cooling orifices.
 4. The wall as claimed in Claim 1, **characterised in that** said additional orifices (34) exhibit greater densification just downstream of the primary holes and the dilution holes.
 5. The wall as claimed in any one of Claims 1 to 4,
- characterised in that** it further comprises at the level of a transition zone (28B, 30B), formed downstream of said plurality of rows of additional orifices, at least two rows of orifices whereof the geometric axes of each of said orifices are inclined, relative to a plane perpendicular to said axial direction D, by an inclination determined as different for each of said two rows.
6. The wall as claimed in Claim 5, **characterised in that** it comprises two rows of orifices and said inclinations are 30° and 60° respectively.
 7. The wall as claimed in Claim 6, **characterised in that** said two rows of orifices are two rows of additional orifices arranged immediately upstream of a row of cooling orifices, two rows of cooling orifices arranged immediately downstream of a row of additional orifices, or even a row of additional orifices and an adjacent row of cooling orifices.
 8. The wall as claimed in Claim 5, **characterised in that** it comprises several rows of orifices and said inclinations are distributed evenly between 0° and 90°.
 9. The wall as claimed in any one of Claims 1 to 8, **characterised in that** the direction of inclination of said additional orifices is restricted by the direction of flow of the air/fuel mixture downstream of said combustion chamber.
 10. A combustion chamber (10) of a turbine engine, comprising at least one annular wall (16, 18) as claimed in any one of Claims 1 to 9.
 11. A turbine engine comprising a combustion chamber (10) having at least one annular wall (16, 18) as claimed in any one of Claims 1 to 9.



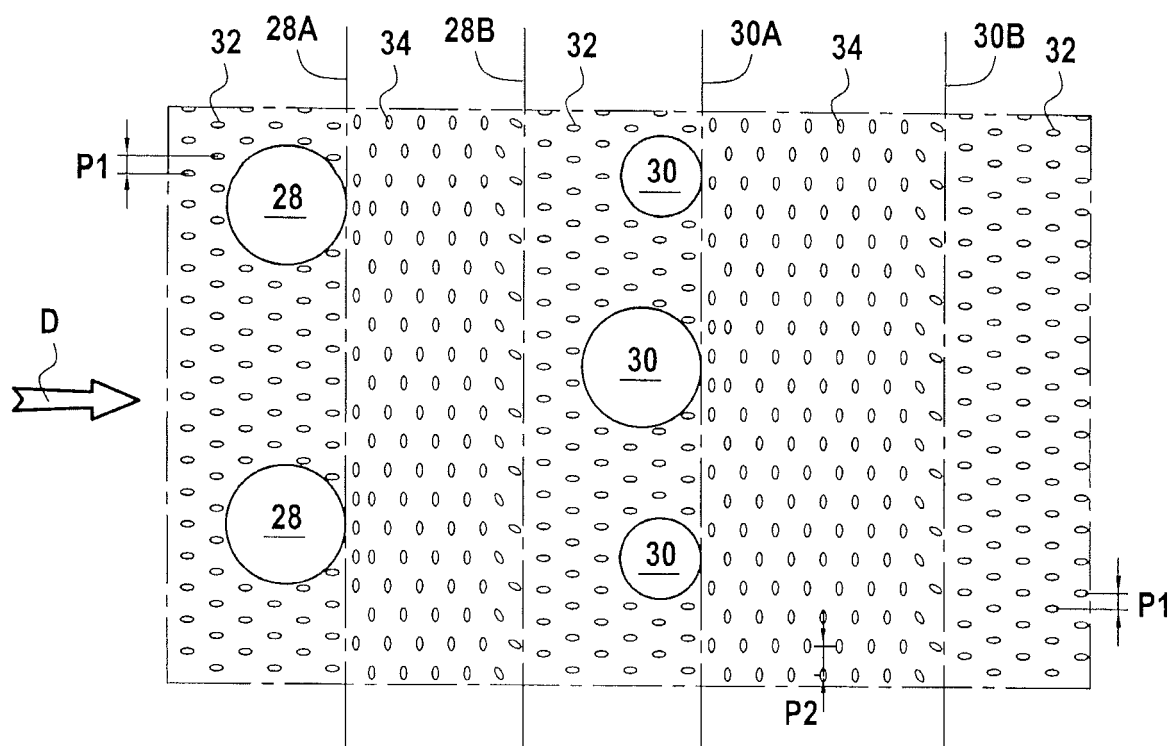


FIG.2

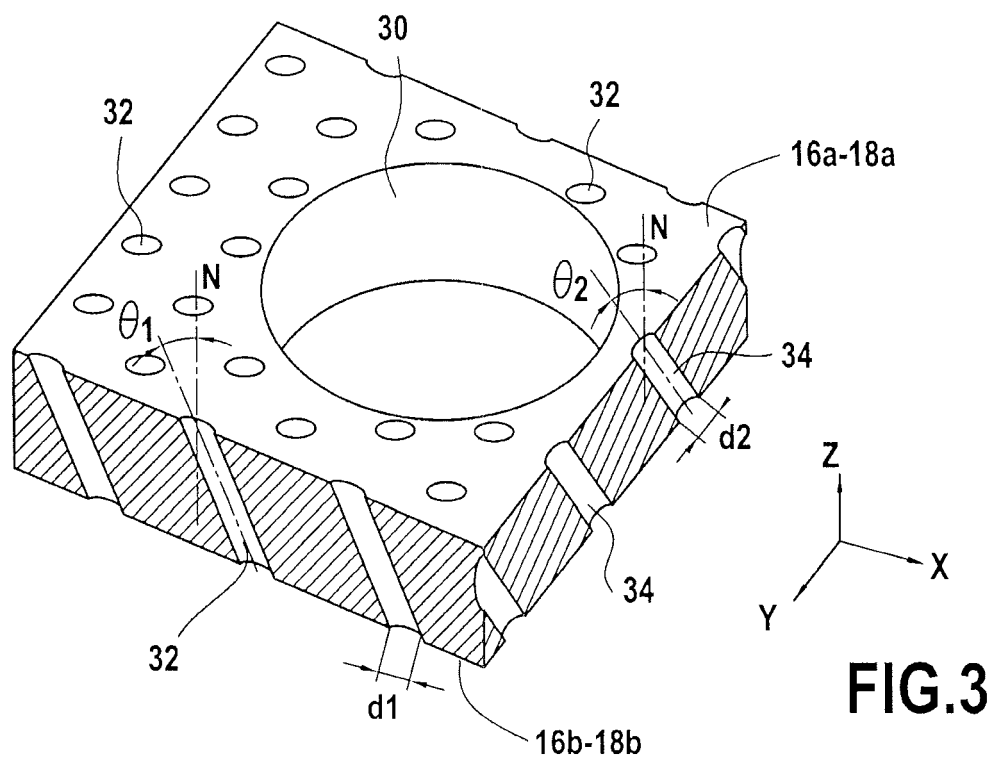


FIG.3

RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.

Documents brevets cités dans la description

- US 6145319 A [0008]
- US 20070084219 A1 [0008]