



(12) **DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

(43) Date de publication:  
**22.12.2004 Bulletin 2004/52**

(51) Int Cl.7: **F23R 3/50**

(21) Numéro de dépôt: **04102723.6**

(22) Date de dépôt: **15.06.2004**

(84) Etats contractants désignés:  
**AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR  
HU IE IT LI LU MC NL PL PT RO SE SI SK TR**  
Etats d'extension désignés:  
**AL HR LT LV MK**

(72) Inventeurs:  
• **BEULE, Frédéric, Bruno  
91800 BRUNOY (FR)**  
• **DESAULTY, Michel, André, Albert  
77240 VERT SAINT DENIS (FR)**

(30) Priorité: **17.06.2003 FR 0350226**

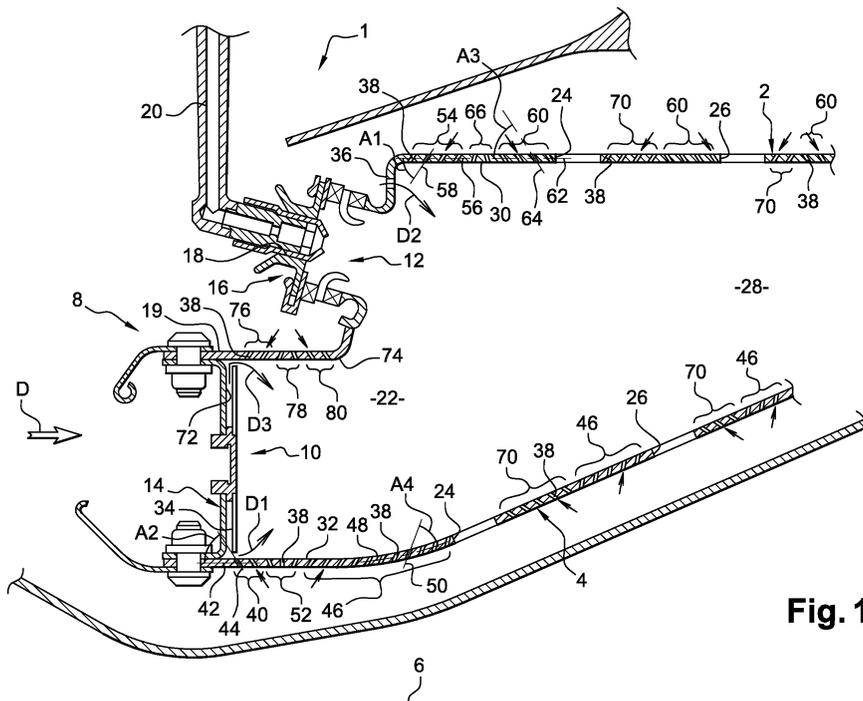
(74) Mandataire: **Poulin, Gérard  
BREVALEX  
3, rue du Docteur Lancereaux  
75008 Paris (FR)**

(71) Demandeur: **SNECMA MOTEURS  
75015 Paris (FR)**

(54) **Chambre de combustion annulaire de turbomachine**

(57) L'invention concerne une chambre de combustion annulaire (1) de turbomachine comprenant une paroi axiale externe (2), une paroi axiale interne (4) et un fond de chambre (8) reliant lesdites parois, le fond de chambre étant pourvu de passages (34,36,72) permettant l'initiation d'un film d'air de refroidissement (D2) le long de la surface intérieure chaude (30) de la paroi axiale externe ainsi que celle d'un film d'air de refroidissement (D1) le long de la surface intérieure chaude (32)

de la paroi axiale interne, les parois axiales externe et interne étant multiperforées sur sensiblement toute leur longueur afin d'autoriser le renforcement des films d'air de refroidissement. Selon l'invention, chacune des parois axiales externe et interne est munie, dans une partie amont, d'une première zone (54,40) de perforations (38) pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion.



**Fig. 1**

## Description

### DOMAINE TECHNIQUE

**[0001]** La présente invention se rapporte de façon générale au domaine des chambres de combustion annulaires de turbomachine, et plus particulièrement à celui des moyens permettant de protéger thermiquement ces chambres de combustion.

### ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE

**[0002]** Typiquement, une chambre de combustion annulaire de turbomachine comprend une paroi axiale externe et une paroi axiale interne, ces parois étant disposées coaxialement et reliées entre elles par l'intermédiaire d'un fond de chambre.

**[0003]** Au niveau de ce fond de chambre de forme également annulaire, la chambre de combustion est pourvue d'orifices d'injection chacun destiné à recevoir un injecteur de carburant afin d'autoriser les réactions de combustion à l'intérieur de cette chambre de combustion. Il est par ailleurs noté que ces injecteurs peuvent aussi permettre d'introduire au moins une partie de l'air destiné à la combustion, celle-ci se produisant dans une zone primaire de la chambre de combustion, située en amont d'une zone secondaire dite zone de dilution.

**[0004]** A cet égard, il est noté que mis à part les besoins en air requis pour assurer les réactions de combustion à l'intérieur de la zone primaire de la chambre de combustion, cette dernière nécessite par ailleurs de l'air de dilution généralement introduit par l'intermédiaire d'orifices de dilution pratiqués sur les parois axiales externe et interne, et également de l'air de refroidissement susceptible de protéger l'ensemble des éléments constitutifs de la chambre de combustion.

**[0005]** Selon une réalisation classique de l'art antérieur, le fond de chambre est pourvu d'une pluralité de passages permettant de laisser passer de l'air de refroidissement à l'intérieur de la chambre de combustion. Il est indiqué que ces passages peuvent être pratiqués sur des déflecteurs équipant le fond de chambre, ces déflecteurs, également appelés coupelles ou écrans thermiques, étant prévus dans le but de générer une protection contre le rayonnement thermique.

**[0006]** Ces passages sont habituellement conçus de manière à permettre l'initiation d'un film d'air de refroidissement le long de la surface intérieure chaude de la paroi axiale externe, ainsi que l'initiation d'un film d'air de refroidissement le long de la surface intérieure chaude de la paroi axiale interne.

**[0007]** De plus, afin de renforcer ces films d'air de refroidissement initiés en amont des parois axiales externe et interne, celles-ci sont chacune réalisées de façon à présenter une multiperforation sur sensiblement toute leur longueur. De cette manière, de l'air de refroidissement des parois axiales peut être introduit à l'intérieur de la chambre de combustion tout le long de ces parois

axiales, dans le but d'obtenir un refroidissement relativement homogène et performant. Naturellement, cette multiperforation est obtenue en pratiquant des orifices tout autour des parois axiales concernées, et sur sensiblement toute la longueur de celles-ci.

**[0008]** Cependant, bien que les chambres de combustion de ce type se soient révélées relativement performantes, elles présentent néanmoins certains inconvénients majeurs, liés au critère d'homogénéité des températures des parois axiales.

**[0009]** En effet, les films d'air de refroidissement initiés au niveau du fond de chambre sont d'une homogénéité circumférentielle relativement médiocre, particulièrement lorsque ce fond de chambre est muni de déflecteurs. De plus, les caractéristiques de ces films sont largement susceptibles d'évoluer au cours du temps, principalement en raison de la déformation progressive des éléments constitutifs du fond de chambre.

**[0010]** Par conséquent, lorsque la chambre de combustion est thermiquement très chargée, ces inconvénients peuvent se traduire par l'apparition de points chauds, notamment au niveau d'une partie amont des parois axiales externe et interne, ces points chauds provoquant naturellement une diminution non-négligeable de la durée de vie de la chambre de combustion.

**[0011]** D'autre part, il est indiqué que lors de tests réalisés sur une telle chambre de combustion, il a été constaté l'existence d'une zone pariétale chaude au niveau des premières rangées circumférentielles amont de perforations de chacune des parois axiales externe et interne.

**[0012]** Les tests effectués ont également permis de déceler le fait que l'apparition de telles zones pariétales chaudes résultait en grande partie du piègeage des films d'air de refroidissement, initiés depuis le fond de chambre, entre la paroi axiale concernée et la couche d'air de refroidissement provenant de la multiperforation pratiquée sur cette même paroi.

**[0013]** Par conséquent, il ressort clairement de ces constatations que la conception de ces chambres de combustion ne permet pas de procurer une totale satisfaction en termes d'homogénéité des températures des parois axiales.

**[0014]** Enfin, il est indiqué que la présence des orifices primaires et des orifices de dilution sur les parois axiales externe et interne engendre une aspiration locale des films d'air de refroidissement. Ainsi, cela a pour conséquence de générer une chute brutale de l'efficacité adiabatique en aval de ces orifices, et provoque donc l'apparition de points chauds supplémentaires.

### EXPOSÉ DE L'INVENTION

**[0015]** L'invention a donc pour but de proposer une chambre de combustion annulaire de turbomachine, remédiant au moins partiellement aux inconvénients mentionnés ci-dessus relatifs aux réalisations de l'art antérieur.

**[0016]** Plus précisément, le but de l'invention est de présenter une chambre de combustion annulaire de turbomachine, dont la conception permet notamment d'obtenir des températures de parois axiales plus homogènes que celles rencontrées dans les réalisations de l'art antérieur.

**[0017]** Pour ce faire, l'invention a pour objet une chambre de combustion annulaire de turbomachine comprenant une paroi axiale externe, une paroi axiale interne et un fond de chambre reliant les parois axiales, le fond de chambre étant pourvu d'une part d'une pluralité d'orifices d'injection destinés à permettre au moins l'injection du carburant à l'intérieur de la chambre de combustion, et d'autre part de passages permettant au moins l'initiation d'un film d'air de refroidissement le long de la surface intérieure chaude de la paroi axiale externe ainsi que celle d'un film d'air de refroidissement le long de la surface intérieure chaude de la paroi axiale interne, les parois axiales externe et interne étant multiperforées afin d'autoriser le renforcement des films d'air de refroidissement. Selon l'invention, chacune des parois axiales externe et interne est munie, dans une partie amont, d'une première zone de perforations pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion.

**[0018]** Avantageusement, la conception spécifique de la chambre de combustion selon l'invention permet d'obtenir des températures de parois axiales très homogènes, en autorisant un engraissement particulièrement important des films d'air de refroidissement initiés depuis le fond de chambre, cet engraissement étant effectué à proximité de ce dernier.

**[0019]** Effectivement, l'introduction de l'air de refroidissement à contre-courant au niveau d'une partie amont des parois axiales externe et interne permet de faire disparaître les zones pariétales chaudes, rencontrées dans les réalisations de l'art antérieur au niveau des premières rangées de perforations de chacune de ces parois axiales externe et interne.

**[0020]** Pareillement, il a été remarqué que les problèmes liés à la non-homogénéité circumférentielle des films d'air de refroidissement issus du fond de chambre, ainsi que ceux relatifs à l'évolution des caractéristiques de ces films au cours du temps, étaient largement atténués avec l'adjonction de tels flux à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion.

**[0021]** Par conséquent, l'agencement spécifique réalisé permet alors d'obtenir une chambre de combustion à durée de vie accrue, et autorise donc une réduction du débit de refroidissement qui engendre directement une amélioration des cartes de température et des performances de pollution.

**[0022]** De manière plus générale, il est noté que le fait de combiner une multiperforation à contre-courant et une multiperforation à co-courant permet de générer un film de refroidissement possédant une efficacité élevée sur toute la surface de la paroi axiale concernée, tant

du point de vue circumférentiel que longitudinal.

**[0023]** Préférentiellement, chaque perforation de la première zone de la paroi axiale externe est pratiquée de façon à ce qu'en demi-section axiale, la valeur de l'angle formé entre une direction locale tangentielle de la paroi axiale externe dans cette demi-section, et une direction principale de la perforation dans cette même demi-section, est comprise entre environ 30° et 45°. De la même façon, chaque perforation de la première zone de la paroi axiale interne est pratiquée de façon à ce qu'en demi-section axiale, la valeur de l'angle formé entre une direction locale tangentielle de la paroi axiale interne dans cette demi-section, et une direction principale de la perforation dans cette même demi-section, est comprise entre environ 30° et 45°.

**[0024]** De manière préférentielle, chacune des parois axiales externe et interne est munie, en aval de la première zone de perforations, d'une seconde zone de perforations pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à co-courant à l'intérieur de la chambre de combustion.

**[0025]** Avec un tel agencement, on peut alors prévoir que chacune des parois axiales externe et interne est munie, entre la première zone et la seconde zone de perforations, d'une zone transitoire de perforations, destinée à assurer un changement progressif de la direction d'introduction de l'air de refroidissement à l'intérieur de la chambre de combustion.

**[0026]** Dans le cas où le fond de chambre présente une paroi entre-tête, on peut prévoir que celle-ci dispose, d'amont en aval, d'une première zone de perforations pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion, d'une zone transitoire de perforations, et d'une seconde zone de perforations pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à co-courant à l'intérieur de cette chambre de combustion.

**[0027]** Toujours de façon préférentielle, la chambre est conçue de sorte que les parois axiales externe et interne comportent chacune une pluralité d'orifices primaires et d'orifices de dilution, une zone locale de perforations pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit de façon locale à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion étant alors prévue en aval de chacun de ces orifices primaires, ainsi qu'en aval de chacun de ces orifices de dilution.

**[0028]** Avantageusement, la présence de ces zones locales de perforations permet de faire disparaître les points chauds rencontrés antérieurement, en aval de chacun des orifices primaires et de dilution.

**[0029]** D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront dans la description détaillée non limitative ci-dessous.

## BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

**[0030]** Cette description sera faite au regard de la fi-

gure unique représentant une vue partielle en demi-coupe axiale d'une chambre de combustion annulaire de turbomachine, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention.

## EXPOSÉ DÉTAILLÉ D'UN MODE DE RÉALISATION PRÉFÉRÉ

**[0031]** En référence à la figure unique, il est partiellement représenté une chambre de combustion annulaire 1 d'une turbomachine, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention.

**[0032]** La chambre de combustion 1 comporte une paroi axiale externe 2, ainsi qu'une paroi axiale interne 4, ces deux parois 2 et 4 étant disposées coaxialement selon un axe principal longitudinal 6 de la chambre 1, cet axe 6 correspondant également à l'axe principal longitudinal de la turbomachine.

**[0033]** Les parois axiales 2 et 4 sont reliées entre-elles par l'intermédiaire d'un fond de chambre 8, qui dans le mode de réalisation préféré décrit, comporte une tête pilote 10 ainsi qu'une tête décollage 12. Comme on peut l'apercevoir sur la figure, la tête décollage 12 est décalée axialement vers l'aval et radialement vers l'extérieur par rapport à la tête pilote 10. De plus, ces têtes 10 et 12, reliées entre-elles par l'intermédiaire d'une paroi entre-tête 19, sont respectivement munies d'un déflecteur 14 et d'un déflecteur 16. Bien entendu, ce fond de chambre 8 pourrait également présenter toutes autres conceptions connues de l'homme du métier, telles qu'une conception dans laquelle il ne comprend pas de déflecteur, sans sortir du cadre de l'invention.

**[0034]** Une pluralité d'orifices d'injection 18, de préférence de forme cylindrique et de section circulaire, sont pratiqués sur chacun des déflecteurs 14 et 16 du fond de chambre 8, de façon à être espacés angulairement. Chacun de ces orifices d'injection 18 est conçu de manière à pouvoir coopérer avec un injecteur de carburant 20, afin d'autoriser les réactions de combustion à l'intérieur de cette chambre de combustion 1 (les orifices d'injection 18 des déflecteurs 14 et 16 étant agencés en quinconce, seuls un orifice d'injection 18 et un injecteur 20 de la tête décollage 12 sont représentés sur la vue en demi-coupe axiale de la figure 1).

**[0035]** Il est précisé que ces injecteurs 20 sont également conçus de manière à permettre l'introduction d'au moins une partie de l'air destiné à la combustion, celle-ci se produisant dans une zone primaire 22 située dans une partie amont de la chambre de combustion 1. Par ailleurs, il est également indiqué que l'air destiné à la combustion peut aussi être introduit à l'intérieur de la chambre 1 par l'intermédiaire d'orifices primaires 24, situés tout autour des parois axiales externe 2 et interne 4. Comme on peut le voir sur la figure unique, les orifices primaires 24 sont agencés en amont d'une pluralité d'orifices de dilution 26, ces derniers étant également placés tout autour des parois axiales externe 2 et interne 4, et ayant pour fonction principale de permettre l'ali-

mentation en air d'une zone de dilution 28 située en aval de la zone primaire 24.

**[0036]** En outre, il est précisé qu'une autre partie de l'air apporté à la chambre de combustion 1 se présente sous la forme d'un débit d'air de refroidissement D, servant principalement à refroidir les surfaces intérieures chaudes 30 et 32 des parois axiales externe 2 et interne 4.

**[0037]** Pour ce faire, le déflecteur 14 de la tête pilote 10 comporte un passage 34 permettant l'introduction d'une partie du débit d'air de refroidissement D à l'intérieur de la chambre de combustion 1, à proximité de la paroi axiale interne 4.

**[0038]** De cette façon, le passage 34 autorise alors l'initiation d'un film d'air de refroidissement D1 le long de la surface intérieure chaude 32 de la paroi axiale interne 4.

**[0039]** De la même manière, le déflecteur 16 de la tête décollage 12 comporte un passage 36 permettant l'introduction d'une autre partie du débit d'air de refroidissement D à l'intérieur de la chambre de combustion 1, à proximité de la paroi axiale externe 2. Dans une telle configuration, le passage 36 autorise par conséquent l'initiation d'un film d'air de refroidissement D2 le long de la surface intérieure chaude 30 de la paroi axiale externe 2.

**[0040]** Pour renforcer ces films d'air de refroidissement D1 et D2, les parois axiales externe 2 et interne 4 sont chacune du type multiperforée sur sensiblement toute leur longueur. En d'autres termes, ces parois 2 et 4 présentent une multitude de perforations 38, de préférence chacune cylindrique de section circulaire, et de diamètre compris entre environ 0,3 et 0,6 mm.

**[0041]** De façon classique et connue, les perforations 38 sont réparties tout autour de la paroi axiale concernée, et sensiblement tout le long de cette même paroi axiale. Ainsi, il est effectivement possible d'obtenir une injection d'air répartie sur toute la surface de la paroi axiale, tant du point de vue circonférentiel que longitudinal.

**[0042]** Toujours en référence à la figure unique, on peut voir que la paroi axiale interne 4 dispose d'une première zone 40 de perforations 38. Cette première zone 40, constituée des rangées circonférentielles de perforations 38 situées les plus en amont de la paroi 4, est conçue de sorte que de l'air de refroidissement soit introduit à contre-courant à l'intérieur de la chambre de refroidissement 1, afin d'enrichir le film d'air de refroidissement D1 provenant du fond de chambre 8.

**[0043]** Ainsi, pour chaque perforation 38 de la première zone 40, en demi-section axiale telle que représentée sur la figure unique, la valeur de l'angle A2 formé entre une direction locale tangentielle 42 de la paroi axiale interne 4 dans cette demi-section, et une direction principale 44 de la perforation 38 dans cette même demi-section, est comprise entre environ 30° et 45°. En d'autres termes et de façon plus vulgaire, chaque perforation 38 peut être définie comme faisant un angle,

avec la paroi axiale interne 4, compris entre environ 30° et 45°.

**[0044]** Il est précisé que de façon préférentielle, la première zone 40 est constituée d'un nombre de rangées circonférentielles de perforations 38 compris entre un et dix, ces rangées correspondant aux premières rangées amont de la paroi axiale interne 4.

**[0045]** En aval de la première zone 40 de perforations 38, se trouve une seconde zone 46 de perforations 38 pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à co-courant à l'intérieur de la chambre de combustion 1.

**[0046]** Dans cette seconde zone 46, chaque perforation 38 est pratiquée de façon à ce qu'en demi-section axiale, la valeur de l'angle A4 formé entre une direction locale tangentielle 48 de la paroi axiale interne 4 dans cette demi-section, et une direction principale 50 de la perforation 38 dans cette même demi-section, est comprise entre environ 20° et 90°. Ici encore, de façon plus vulgaire, chaque perforation 38 peut être définie comme faisant un angle, avec la paroi axiale interne 4, compris entre environ 20° et 90°.

**[0047]** Dans le mode de réalisation préféré décrit, la seconde zone 46, qui se présente sous la forme d'une pluralité de rangées circonférentielles de perforations 38, s'étend sensiblement jusqu'à une extrémité aval de la paroi interne 4.

**[0048]** Par ailleurs, il est noté que les première et seconde zones 42 et 46 de la paroi axiale interne 4 sont séparées par une zone transitoire 52 de perforations 38, celles-ci étant réalisées de manière à ce que leurs inclinaisons permettent de passer progressivement, d'amont en aval, d'un flux d'air de refroidissement contre-courant à un flux d'air de refroidissement co-courant.

**[0049]** Il est précisé que de façon préférentielle, la zone de transition 52 est constituée d'un nombre de rangées circonférentielles de perforations 38 compris entre un et trois. A titre d'exemple illustratif, l'inclinaison des perforations 38 de cette zone de transition 52 pourrait alors varier progressivement, d'amont en aval, de -30° à 30°.

**[0050]** De manière analogue, on peut voir sur la figure unique que la paroi axiale externe 2 dispose d'une première zone 54 de perforations 38. Cette première zone 54, constituée des rangées circonférentielles de perforations 38 situées les plus en amont de la paroi 2, est conçue de sorte que de l'air de refroidissement soit introduit à contre-courant à l'intérieur de la chambre de refroidissement 1, afin d'enrichir le film d'air de refroidissement D2 provenant du fond de chambre 8.

**[0051]** Ainsi, pour chaque perforation 38 de la première zone 54, en demi-section axiale telle que représentée sur la figure unique, la valeur de l'angle A1 formé entre une direction locale tangentielle 56 de la paroi axiale externe 2 dans cette demi-section, et une direction principale 58 de la perforation 38 dans cette même demi-section, est comprise entre environ 30° et 45°.

**[0052]** Il est précisé que de façon préférentielle, la

première zone 54 est constituée d'un nombre de rangées circonférentielles de perforations 38 compris entre un et dix, ces rangées correspondant également aux premières rangées amont de la paroi axiale externe 2.

**[0053]** En aval de la première zone 54 de perforations 38, se trouve une seconde zone 60 de perforations 38 pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à co-courant à l'intérieur de la chambre de combustion 1.

**[0054]** Dans cette seconde zone 60, chaque perforation 38 est pratiquée de façon à ce qu'en demi-section axiale, la valeur de l'angle A3 formé entre une direction locale tangentielle 62 de la paroi axiale externe 2 dans cette demi-section, et une direction principale 64 de la perforation 38 dans cette même demi-section, est comprise entre environ 20° et 90°.

**[0055]** Dans le mode de réalisation préféré décrit, la seconde zone 60, qui se présente sous la forme d'une pluralité de rangées circonférentielles de perforations 38, s'étend sensiblement jusqu'à une extrémité aval de la paroi interne 4.

**[0056]** Par ailleurs, il est noté que les première et seconde zones 54 et 60 de la paroi axiale externe 2 sont aussi séparées par une zone transitoire 66 de perforations 38, celles-ci étant réalisées de manière à ce que leurs inclinaisons permettent de passer progressivement, d'amont en aval, d'un flux d'air de refroidissement contre-courant à un flux d'air de refroidissement co-courant.

**[0057]** Il est précisé que de façon préférentielle, la zone de transition 66 est constituée d'un nombre de rangées circonférentielles de perforations 38 compris entre un et trois. A titre d'exemple illustratif, tout comme la zone transitoire 52 de la paroi interne 4, l'inclinaison des perforations 38 de cette zone de transition 66 pourrait alors varier progressivement, d'amont en aval, de -30° à 30°.

**[0058]** Il est noté que dans la description qui précède, le terme « direction locale tangentielle » peut correspondre à une ligne sensiblement parallèle aux deux portions de droites symbolisant la paroi dans la demi-section axiale, à proximité de la perforation concernée.

**[0059]** De la même façon, le terme « direction principale de la perforation » peut correspondre à une ligne sensiblement parallèle aux deux segments de droites symbolisant la perforation concernée, toujours dans cette même demi-section axiale. A cet égard, il est noté que les directions principales des perforations 38 correspondent respectivement à leurs axes principaux, dans le cas où ces perforations 38 sont traversées diamétralement par le plan de section.

**[0060]** De manière préférentielle, une zone locale 70 de perforations 38 est pratiquée en aval de chacun des orifices primaires 24 et des orifices de dilution 26. Ces zones locales 70 sont prévues de sorte que de l'air de refroidissement soit introduit de façon locale à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion 1. De cette façon, les perforations 38 de ces zones locales 70

sont pratiquées sensiblement de la même manière que celle exposée ci-dessus pour les perforations 38 des premières zones 40 et 54.

**[0061]** Cependant, contrairement aux premières et secondes zones 40, 46, 54 et 60, ainsi qu'aux zones transitaires 52 et 66, les zones locales 70 ne s'étendent pas tout autour des parois axiales 2 et 4, mais seulement sur une longueur circonférentielle restreinte. De plus, les zones locales 70 ne sont pas nécessairement suivies, en aval, de zones transitaires permettant de redresser progressivement la direction d'introduction de l'air de refroidissement à l'intérieur de la chambre de combustion 1.

**[0062]** A titre d'exemple indicatif, on peut prévoir que chaque zone locale 70 de perforations 38 s'étend circonférentiellement sur une longueur comprise entre une à deux fois le diamètre de l'orifice primaire 24 ou de l'orifice de dilution 26 en aval duquel elle se trouve, et que chacune de ces zones locales 70 comporte un nombre de rangées de perforations 38 compris entre un et cinq.

**[0063]** Bien entendu, il est précisé que c'est l'ensemble des perforations 38 qui viennent d'être décrites qui forment la multiperforation sur les parois axiales interne 4 et externe 2. Ces perforations 38 permettent donc de bénéficier de la combinaison des effets d'injection contre-courant et d'injection co-courant, et assurent par conséquent une optimisation de l'efficacité globale du refroidissement.

**[0064]** Par ailleurs, comme ceci est visible sur la figure unique, le déflecteur 14 de la tête pilote 10 comporte un passage 72 permettant l'introduction d'une partie du débit d'air de refroidissement D à l'intérieur de la chambre de combustion 1, à proximité de la paroi entre-tête 19.

**[0065]** De cette façon, le passage 72 autorise alors l'initiation d'un film d'air de refroidissement D3 le long de la surface intérieure chaude 74 de la paroi entre-tête 19, cette dernière s'étendant principalement axialement.

**[0066]** Par conséquent, toujours de manière à enrichir ce film d'air de refroidissement D3, cette paroi entre-tête 19 est également du type multiperforée.

**[0067]** De plus, dans le but d'obtenir une très bonne homogénéité de sa température, la paroi entre-tête 19 dispose, d'amont en aval, d'une première zone 76 de perforations 38 pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion 1, d'une zone transitaire 78 de perforations 38, et d'une seconde zone 80 de perforations 38 pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à co-courant à l'intérieur de la chambre de combustion 1.

**[0068]** Bien entendu, diverses modifications peuvent être apportées par l'homme du métier à la chambre de combustion annulaire 1 qui vient d'être décrite, uniquement à titre d'exemple non limitatif.

## Revendications

1. Chambre de combustion annulaire (1) de turbomachine, ladite chambre (1) comprenant une paroi axiale externe (2), une paroi axiale interne (4) et un fond de chambre (8) reliant lesdites parois axiales (2,4), le fond de chambre (8) étant pourvu d'une part d'une pluralité d'orifices d'injection (18) destinés à permettre au moins l'injection du carburant à l'intérieur de la chambre de combustion (1), et d'autre part de passages (34,36,72) permettant au moins l'initiation d'un film d'air de refroidissement (D2) le long de la surface intérieure chaude (30) de la paroi axiale externe (2) ainsi que celle d'un film d'air de refroidissement (D1) le long de la surface intérieure chaude (32) de la paroi axiale interne (4), lesdites parois axiales externe (2) et interne (4) étant multiperforées sur sensiblement toute leur longueur afin d'autoriser le renforcement des films d'air de refroidissement (D1,D2), **caractérisée en ce que** chacune desdites parois axiales externe (2) et interne (4) est munie, dans une partie amont, d'une première zone (54,40) de perforations (38) pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion (1).
2. Chambre de combustion annulaire (1) selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** chaque perforation (38) de la première zone (54) de la paroi axiale externe (2) est pratiquée de façon à ce qu'en demi-section axiale, la valeur de l'angle (A1) formé entre une direction locale tangentielle (56) de la paroi axiale externe (2) dans cette demi-section, et une direction principale (58) de la perforation (38) dans cette même demi-section, est comprise entre environ 30° et 45°, et **en ce que** chaque perforation (38) de la première zone (40) de la paroi axiale interne (4) est pratiquée de façon à ce qu'en demi-section axiale, la valeur de l'angle (A2) formé entre une direction locale tangentielle (42) de la paroi axiale interne (4) dans cette demi-section, et une direction principale (44) de la perforation (38) dans cette même demi-section, est comprise entre environ 30° et 45°.
3. Chambre de combustion annulaire (1) selon la revendication 1 ou la revendication 2, **caractérisée en ce que** la première zone (54,40) de perforations (38) de chacune desdites parois axiales externe (2) et interne (4) comporte un nombre de rangées circonférentielles compris entre un et dix.
4. Chambre de combustion annulaire (1) selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** chacune desdites parois axiales externe (2) et interne (4) est munie, en aval de la première zone (54,40) de perforations (38),

- d'une seconde zone (60,46) de perforations (38) pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à co-courant à l'intérieur de la chambre de combustion (1).
- 5
5. Chambre de combustion annulaire (1) selon la revendication 4, **caractérisée en ce que** chaque perforation (38) de la seconde zone (60) de la paroi axiale externe (2) est pratiquée de façon à ce qu'en demi-section axiale, la valeur de l'angle (A3) formé entre une direction locale tangentielle (62) de la paroi axiale externe (2) dans cette demi-section, et une direction principale (64) de la perforation (38) dans cette même demi-section, est comprise entre environ 20° et 90°, et **en ce que** chaque perforation (38) de la seconde zone (46) de la paroi axiale interne (4) est pratiquée de façon à ce qu'en demi-section axiale, la valeur de l'angle (A4) formé entre une direction locale tangentielle (48) de la paroi axiale interne (2) dans cette demi-section, et une direction principale (50) de la perforation (38) dans cette même demi-section, est comprise entre environ 20° et 90°.
- 10
- 15
- 20
- 25
6. Chambre de combustion annulaire (1) selon la revendication 5, **caractérisée en ce que** chacune desdites parois axiales externe (2) et interne (4) est munie, entre la première zone (54,40) et la seconde zone (60,46) de perforations (38), d'une zone transitoire (66,52) de perforations (38).
- 30
- 35
7. Chambre de combustion annulaire (1) selon la revendication 6, **caractérisée en ce que** la zone transitoire (66,52) de perforations (38) de chacune desdites parois axiales externe (2) et interne (4) comporte un nombre de rangées circumférentielles compris entre un et trois.
- 40
- 45
- 50
8. Chambre de combustion annulaire (1) selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** le fond de chambre (8) comprend une paroi entre-tête (19) disposant, d'amont en aval, d'une première zone (76) de perforations (38) pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion (1), d'une zone transitoire (78) de perforations (38), et d'une seconde zone (80) de perforations (38) pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit à co-courant à l'intérieur de la chambre de combustion (1).
- 55
9. Chambre de combustion annulaire (1) selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** les parois axiales externe (2) et interne (4) comportent chacune une pluralité d'orifices primaires (24) et d'orifices de dilution (26), une zone locale (70) de perforations (38) pratiquées de façon à ce que de l'air de refroidissement soit introduit de façon locale à contre-courant à l'intérieur de la chambre de combustion (1) étant prévue en aval de chacun desdits orifices primaires (24), ainsi qu'en aval de chacun desdits orifices de dilution (26).
10. Chambre de combustion annulaire (1) selon la revendication 9, **caractérisée en ce que** chaque zone locale (70) de perforations (38) s'étend circumférentiellement sur une longueur comprise entre une à deux fois le diamètre de l'orifice primaire (24) ou de l'orifice de dilution (26) en aval duquel elle se trouve.

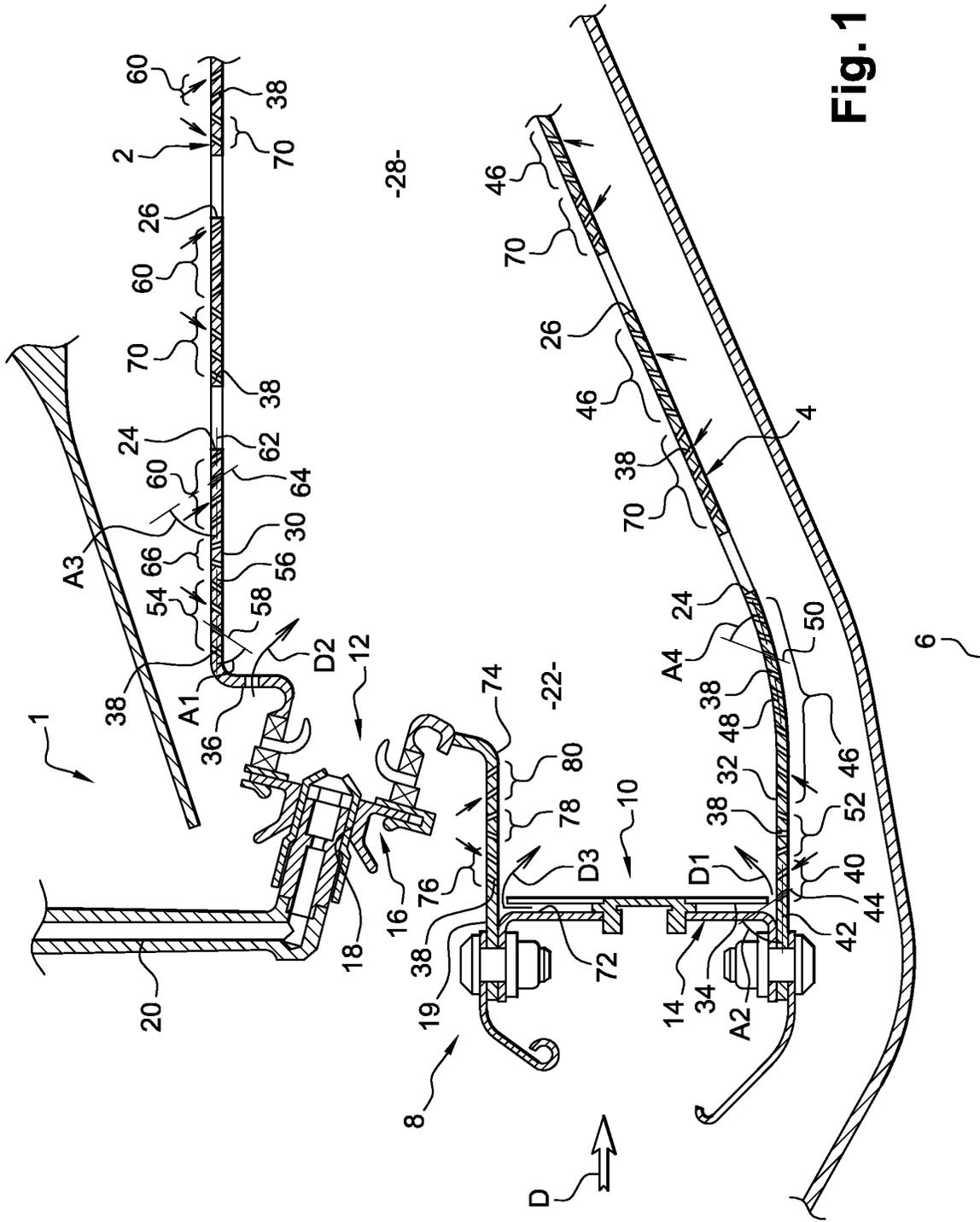


Fig. 1



DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.Cl.7)
A	US 5 142 871 A (ALLEN JR CLIFFORD E ET AL) 1 septembre 1992 (1992-09-01) * le document en entier * -----	1-4	F23R3/50
A	GB 2 021 204 A (ROLLS ROYCE) 28 novembre 1979 (1979-11-28) * le document en entier * -----	1,6,7	
A	US 5 775 108 A (CICCIA PATRICK SAMUEL ANDRE A ET AL) 7 juillet 1998 (1998-07-07) * le document en entier * -----	1,9,10	
A	GB 2 073 396 A (ROLLS ROYCE) 14 octobre 1981 (1981-10-14) * le document en entier * -----	1	
A	US 3 751 911 A (DE TARTAGLIA P) 14 août 1973 (1973-08-14) * colonne 2, ligne 2 - ligne 46; figure 1 * -----	1	
A	GB 2 099 978 A (ROLLS ROYCE) 15 décembre 1982 (1982-12-15) * le document en entier * -----	1	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.7) F23R
A	US 2 974 485 A (SCHIEFER RICHARD B) 14 mars 1961 (1961-03-14) * figures 1,4 * -----	1	
A	EP 1 010 944 A (GEN ELECTRIC) 21 juin 2000 (2000-06-21) * le document en entier * -----	1	
A	US 5 331 805 A (MYERS GEOFFREY D ET AL) 26 juillet 1994 (1994-07-26) * colonne 3, ligne 25 - ligne 34; figures 2,3 * -----	1	
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche La Haye		Date d'achèvement de la recherche 30 septembre 2004	Examineur Coli, E
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons ----- & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 04 10 2723

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.

Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

30-09-2004

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 5142871	A	01-09-1992	AU 640324 B2	19-08-1993
			AU 8166791 A	30-07-1992
			CA 2056474 A1	23-07-1992
			DE 4131069 A1	23-07-1992
			FR 2671856 A1	24-07-1992
			GB 2252152 A ,B	29-07-1992
			JP 2047946 C	25-04-1996
			JP 4295517 A	20-10-1992
			JP 7076622 B	16-08-1995
			SE 510613 C2	07-06-1999
			SE 9102686 A	23-07-1992
GB 2021204	A	28-11-1979	DE 2919857 A1	29-11-1979
			FR 2426157 A1	14-12-1979
			IT 1112902 B	20-01-1986
			JP 1171155 C	17-10-1983
			JP 54155308 A	07-12-1979
			JP 58001332 B	11-01-1983
US 5775108	A	07-07-1998	FR 2733582 A1	31-10-1996
			DE 69602804 D1	15-07-1999
			DE 69602804 T2	27-01-2000
			EP 0743490 A1	20-11-1996
			JP 3302559 B2	15-07-2002
			JP 8312960 A	26-11-1996
GB 2073396	A	14-10-1981	AUCUN	
US 3751911	A	14-08-1973	DE 2018641 A1	14-10-1971
			FR 2086180 A5	31-12-1971
			GB 1347697 A	27-02-1974
			JP 49046665 B	11-12-1974
			SE 368258 B	24-06-1974
GB 2099978	A	15-12-1982	DE 3215641 A1	09-12-1982
			FR 2505401 A1	12-11-1982
			JP 57192729 A	26-11-1982
US 2974485	A	14-03-1961	CH 374857 A	31-01-1964
			GB 911759 A	28-11-1962
EP 1010944	A	21-06-2000	US 6286317 B1	11-09-2001
			EP 1010944 A2	21-06-2000
			JP 2000179356 A	27-06-2000
US 5331805	A	26-07-1994	AUCUN	

EPO FORM P0460

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82