



(12) **DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

(43) Date de publication:
15.08.2007 Bulletin 2007/33

(51) Int Cl.:
F23R 3/28 (2006.01) F23R 3/10 (2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **07101655.4**

(22) Date de dépôt: **02.02.2007**

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

(72) Inventeurs:
• **CABOCHE, Gérard**
91220, BRETIGNY SUR ORGE (FR)
• **GAUTIER, Claude**
77176, SAVIGNY LE TEMPLE (FR)
• **SANDELIS, Denis**
77370, NANGIS (FR)

(30) Priorité: **09.02.2006 FR 0650459**

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

(74) Mandataire: **Boura, Olivier et al**
Cabinet Beau de Loménie
158, rue de l'Université
75340 Paris Cedex 07 (FR)

(54) **Paroi transversale de chambre de combustion munie de trous de multiperforations**

(57) L'invention concerne une paroi annulaire (10) destinée à relier transversalement des parois longitudinales d'une chambre de combustion annulaire de turbomachine. La paroi (10) est sensiblement plane, inclinée par rapport à un axe longitudinal de la turbomachine, et comporte une pluralité de déflecteurs (16) formés chacun par une plaque plane sensiblement rectangulaire. Les déflecteurs sont montés sur la paroi et comportent cha-

cun une ouverture pour le montage d'un système d'injection de carburant, une pluralité de trous de multiperforation (18) formés en regard des déflecteurs (16) autour de leur ouverture pour permettre un passage d'air destiné au refroidissement des déflecteurs, et des moyens (20) pour forcer le flux d'air de refroidissement des déflecteurs à s'écouler radialement autour des systèmes d'injection de carburant.

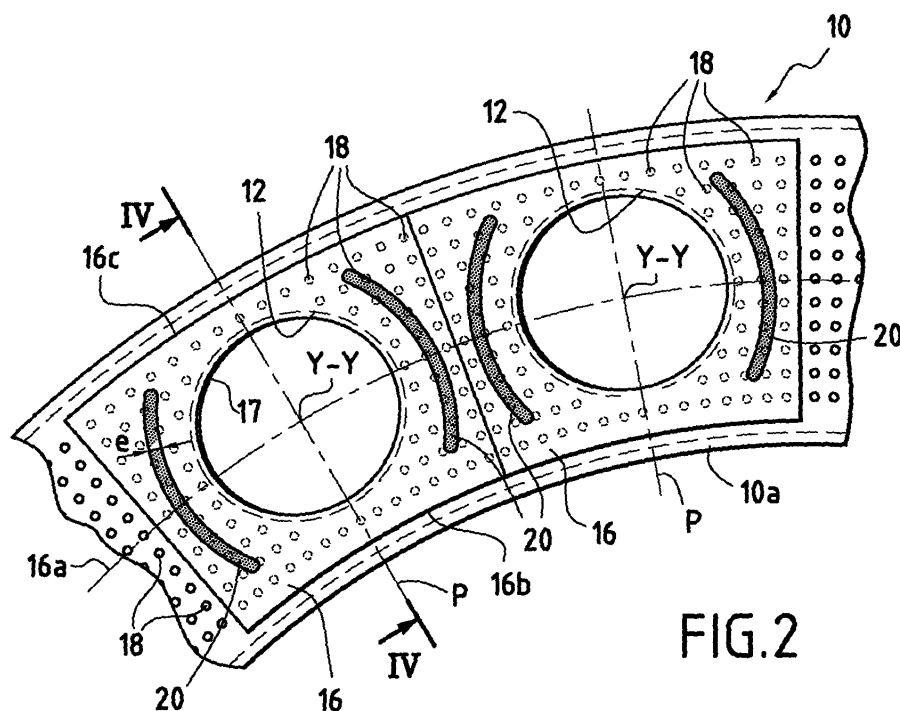


FIG.2

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 la paroi d'une chambre de combustion annulaire qui est destinée à relier transversalement les parois longitudinales de cette même chambre.

[0002] Typiquement, une chambre de combustion annulaire de turbomachine est formée de deux parois annulaires longitudinales (une paroi interne et une paroi externe) qui sont reliées en amont par une paroi transversale également annulaire formant fond de chambre.

[0003] Le fond de chambre est muni d'une pluralité d'ouvertures de forme sensiblement circulaire qui sont régulièrement répartis sur toute la circonférence. Dans ces ouvertures sont montés des systèmes d'injection qui mélangent l'air et le carburant. Ce pré-mélange est destiné à être brûlé à l'intérieur de la chambre de combustion.

[0004] Afin de protéger le fond de chambre contre les températures très élevées des gaz issus de la combustion du mélange air/carburant dans la chambre de combustion, des déflecteurs formant écrans thermiques sont également montés dans chaque ouverture du fond de chambre autour des systèmes d'injection.

[0005] Le fond de chambre présente généralement une pluralité de trous de multiperforation qui sont percés dans les zones en regard des déflecteurs. Ces trous de multiperforation sont des passages pour de l'air destiné au refroidissement par impact des déflecteurs.

[0006] Par ailleurs, le fond de chambre se présente sous la forme d'un anneau sensiblement plan qui est centré sur l'axe longitudinal de la turbomachine. Celui-ci peut être, soit perpendiculaire à l'axe longitudinal de la turbomachine, soit incliné (vers l'intérieur ou l'extérieur) par rapport à cet axe.

[0007] De même, les déflecteurs se présentent généralement sous la forme d'une plaque métallique de forme sensiblement rectangulaire qui est centrée sur l'axe de symétrie du système d'injection et qui est brasée sur le fond de chambre.

[0008] Dans le cas où le fond de chambre est incliné par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine, il présente une forme tronconique avec l'axe de symétrie des systèmes d'injection dirigés vers l'intérieur ou l'extérieur. En fonctionnement, il en résulte que la distance séparant le fond de chambre de chaque déflecteur monté dans les ouvertures n'est pas constante lorsque l'on s'écarte de l'axe de symétrie des systèmes d'injection. Aussi, le refroidissement par multiperforation des déflecteurs n'est pas homogène, ce qui conduit à une forte détérioration des déflecteurs particulièrement préjudiciable à la durée de vie de la chambre de combustion.

Objet et résumé de l'invention

[0009] La présente invention a donc pour but principal de pallier de tels inconvénients en proposant une paroi transversale de chambre de combustion de forme tronconique permettant d'obtenir un refroidissement efficace et homogène des déflecteurs.

[0010] Ce but est atteint grâce à une paroi annulaire destinée à relier transversalement des parois longitudinales d'une chambre de combustion annulaire de turbomachine, ladite paroi étant sensiblement plane, inclinée par rapport à un axe longitudinal de la turbomachine, et comportant une pluralité de déflecteurs formés chacun par une plaque plane sensiblement rectangulaire, lesdits déflecteurs étant montés sur la paroi annulaire et comportant chacun une ouverture pour le montage d'un système d'injection de carburant et une pluralité de trous de multiperforation formés en regard des déflecteurs autour de leur ouverture pour permettre un passage d'air destiné au refroidissement desdits déflecteurs, et dans laquelle, conformément à l'invention, chaque déflecteur comporte des moyens pour forcer le flux d'air de refroidissement des déflecteurs à s'écouler radialement par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine autour des systèmes d'injection de carburant.

[0011] En créant des moyens pour forcer le flux d'air de refroidissement des déflecteurs à s'écouler radialement autour des systèmes d'injection de carburant, il est possible d'obtenir un refroidissement homogène sur toute la surface des déflecteurs. Ainsi, tout risque de détérioration des déflecteurs est évité. La durée de vie du fond de chambre s'en trouve donc augmentée.

[0012] Selon un mode de réalisation de l'invention, chaque déflecteur comporte au moins deux déformations formant des chicane pour l'écoulement du flux d'air de refroidissement, lesdites déformations s'étendant radialement par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine de part et d'autre de l'ouverture du déflecteur.

[0013] La présence de telles chicane permettent de guider radialement le flux d'air de refroidissement des déflecteurs autour des systèmes d'injection de carburant.

[0014] Les déformations du déflecteur peuvent se présenter sous la forme de gorges, chaque gorge ayant une profondeur de préférence comprise entre 1 et 2 mm.

[0015] Selon un autre mode de réalisation de l'invention, la distance entre les extrémités radiales externes respectives de la paroi et des déflecteurs au niveau d'un plan radial de symétrie des déflecteurs est inférieure ou supérieure à celle au niveau des extrémités latérales des déflecteurs.

[0016] La présence de ces écarts de distances au niveau des extrémités radiales externes respectives de la paroi et des déflecteurs permet également de guider le flux d'air de refroidissement autour des systèmes d'injection de carburant.

[0017] La présente invention a également pour objet une chambre de combustion et une turbomachine munie

d'une chambre de combustion comportant une paroi transversale 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 de la paroi transversale selon un mode de réalisation de l'invention ;
- la figure 3 représente des courbes montrant l'évolution de l'entrefer entre les déflecteurs et une paroi transversale ;
- la figure 4 est une vue en coupe selon IV-IV de la figure 3 ; et
- les figures 5 et 6 sont des vues partielles de parois transversales selon un autre mode de réalisation de l'invention.

Description détaillée de modes de réalisation

[0019] La figure 1 illustre une chambre de combustion 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 2, puis dans une chambre de combustion 4 montée à l'intérieur de celui-ci.

[0020] 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 5 disposée en sortie de la chambre de combustion 4.

[0021] La chambre de combustion 4 est de type annulaire. Elle est formée d'une paroi annulaire interne 6 et d'une paroi annulaire externe 8 qui sont réunies en amont (par rapport au sens d'écoulement des gaz de combustion dans la chambre de combustion) par une paroi transversale 10 formant fond de chambre.

[0022] Les parois interne 6 et externe 8 de la chambre de combustion s'étendent selon un axe longitudinal légèrement incliné par rapport à l'axe longitudinal X-X de la turbomachine. Elles peuvent être réalisés en un matériau métallique ou composite.

[0023] La paroi transversale 10 de la chambre de combustion est généralement obtenue par emboutissage d'une tôle métallique. Son épaisseur est typiquement de l'ordre de 1,5 mm environ.

[0024] La paroi transversale 10 se présente sous la forme d'un anneau centré sur l'axe longitudinal X-X de la turbomachine. Elle se compose d'une partie principale 10a sensiblement plane (figure 2) qui se prolonge à ses deux extrémités libres par des parties 10b repliées vers

l'amont (figure 1).

[0025] Par ailleurs, la partie principale 10a de la paroi transversale est inclinée vers l'extérieur de l'anneau par rapport à l'axe longitudinal X-X de la turbomachine, c'est-à-dire que la paroi transversale a une forme sensiblement tronconique.

[0026] L'invention s'applique également aux parois transversales dont la partie principale est inclinée vers l'intérieur de l'anneau (c'est-à-dire vers l'axe longitudinal X-X de la turbomachine).

[0027] La partie principale 10a de la paroi transversale 10 est pourvue d'une pluralité d'ouvertures 12, par exemple au nombre de dix-huit et de forme circulaire, qui sont régulièrement espacées sur toute la circonférence de la paroi transversale 10.

[0028] Ces ouvertures 12 sont chacune destinées à recevoir un système d'injection 14 d'un mélange air/carburant. Ce dernier se compose notamment d'une buse d'injection de carburant 14a et d'un bol 14b équipé de vrilles à air.

[0029] La buse et le bol sont centrés sur un axe de symétrie Y-Y du système d'injection 14. Etant donné que la paroi transversale 10 de la chambre de combustion est de forme tronconique, cet axe de symétrie Y-Y est incliné par rapport à l'axe longitudinal Y-Y de la turbomachine.

[0030] Un déflecteur 16 formant écran thermique est également monté dans chaque ouverture 12 de la paroi transversale 10 autour des systèmes d'injection 14.

[0031] Comme représenté sur la figure 2, les déflecteurs 16 sont des plaques planes de forme sensiblement rectangulaire qui présentent chacune une ouverture circulaire 17 centrée sur l'axe de symétrie Y-Y des systèmes d'injection pour le passage de ces derniers. Ils permettent de protéger la paroi transversale 10 contre les températures élevées des gaz de combustion.

[0032] Une pluralité de trous de multiperforation 18 formant un maillage sont percés au travers de la paroi transversale 10 de la chambre de combustion autour de chaque ouverture 12 en regard des déflecteurs 16. Ils permettent à de l'air circulant autour de la chambre de combustion de venir refroidir par impact les déflecteurs.

[0033] En fonctionnement, du fait que la paroi transversale 10 de la chambre de combustion est tronconique, il a été constaté que la distance (ou entrefer) d séparant les déflecteurs 16 de la paroi transversale n'est constante (de l'ordre de 1,5 à 4 mm) que dans le plan P passant par l'axe de symétrie Y-Y du système d'injection et l'axe longitudinal X-X de la turbomachine (aussi appelé plan radial de symétrie des déflecteurs - voir figure 2) et qu'elle varie lorsque l'on s'écarte de ce plan radial de symétrie P. La variation de l'entrefer d dépend notamment du nombre de systèmes d'injection équipant la chambre de combustion, de la hauteur de la zone primaire de combustion et du rayon moyen de la paroi transversale.

[0034] La figure 3 illustre la variation relative de l'entrefer d en fonction de la position angulaire θ à laquelle la mesure de l'entrefer d est réalisée.

[0035] Sur cette figure, la variation relative de l'entrefer est définie comme le rapport entre la mesure de l'entrefer \underline{d} effectuée localement et la mesure réalisée au niveau du plan de symétrie P des déflecteurs.

[0036] De même, la position angulaire θ est définie par rapport au plan de symétrie P des déflecteurs (l'angle de 0° correspond à une mesure sur le plan de symétrie P et l'angle de 10° correspond à une mesure sur l'une des extrémités angulaires du déflecteur).

[0037] Les courbes R0, Rint et Rext de cette figure 3 représentent la variation relative de l'entrefer en fonctionnement, respectivement, pour le rayon moyen 16a, pour le rayon interne 16b et pour le rayon externe 16c du déflecteur 16 (ces rayons sont schématisés sur la figure 2).

[0038] On constate que l'entrefer \underline{d} séparant la paroi transversale des déflecteurs varie fortement vers les extrémités latérales des déflecteurs. Il en résulte un mauvais refroidissement des déflecteurs.

[0039] Conformément à l'invention, des moyens sont prévus pour forcer le flux d'air de refroidissement des déflecteurs 16 à s'écouler radialement autour des systèmes d'injection de carburant 14.

[0040] Forcer le flux d'air de refroidissement des déflecteurs 16 à s'écouler radialement autour des systèmes d'injection de carburant 14 permet d'obtenir un refroidissement homogène sur toute la surface des déflecteurs.

[0041] Selon un premier mode de réalisation de l'invention représenté par les figures 2 et 4, chaque déflecteur 16 comporte au moins deux déformations 20 formant des chicanes pour l'écoulement du flux d'air de refroidissement.

[0042] Ces déformations 20 s'étendant radialement de part et d'autre de l'ouverture 17 du déflecteur pour le passage des systèmes d'injection de carburant 14. Plus précisément, elles ont une forme d'arc de cercle, s'étendent entre les extrémités radiales interne 16b et externe 16c du déflecteur et peuvent être symétriques par rapport au plan radial P de symétrie des déflecteurs.

[0043] Les déformations 20 sont disposées de sorte que le débit d'air central s'écoulant radialement autour des systèmes d'injection de carburant et délimité latéralement par les deux déformations soit égal à la somme des débits d'air externes s'écoulant radialement entre chaque déformation et l'extrémité latérale correspondante du déflecteur 16.

[0044] En outre, les déformations 20 sont de préférence formées dans des zones du déflecteur qui ne sont pas en regard de trous de multiperforation.

[0045] Comme illustré sur la figure 4, les déformations se présentent avantageusement sous la forme de gorges 20 qui sont par exemple pratiquées par emboutissage des déflecteurs 16.

[0046] Dans ce cas, l'épaisseur \underline{e} des gorges 20 (figure 2) peut être comprise entre 1 et 2 mm. Par ailleurs, la profondeur des gorges est telle que la distance \underline{f} entre le fond d'une gorge 20 et la paroi transversale 10 (figure 4) est constante (par exemple de l'ordre de 0,3 à 0,5 mm).

[0047] De telles déformations peuvent aussi bien s'appliquer à des parois transversales dont les trous de multiperforation 18 forment un maillage carré (les rangées de trous sont alignés dans le sens radial et tangentiel - cas de la figure 2) qu'à des parois transversales dont les trous de multiperforation forment un maillage équilatéral (les trous sont disposés selon des rangées en quinconce l'une par rapport à l'autre).

[0048] Les figures 5 et 6 représentent un autre mode de réalisation des moyens pour forcer le flux d'air de refroidissement des déflecteurs à s'écouler radialement autour des systèmes d'injection de carburant selon l'invention.

[0049] On note \underline{g} la distance entre les extrémités radiales externes 10c, 16c respectives de la paroi transversale 10 et des déflecteurs 16 qui est mesurée au niveau du plan radial de symétrie P des déflecteurs. La distance entre les extrémités radiales externes 10c, 16c respectives de la paroi transversale 10 et des déflecteurs 16 qui est mesurée au niveau des extrémités latérales des déflecteurs est notée \underline{h} .

[0050] Chaque déflecteur 16 étant symétrique par rapport à son plan radial P de symétrie, il en résulte que la distance notée \underline{h} est identique aux deux extrémités latérales du déflecteur.

[0051] Dans un mode de réalisation représenté sur la figure 5, chaque déflecteur 16 est agencé de telle manière que la distance \underline{g} précédemment définie est supérieure à la distance \underline{h} .

[0052] Dans un autre mode de réalisation représenté sur la figure 6, chaque déflecteur 16 est agencé de sorte que la distance \underline{g} est inférieure à la distance \underline{h} . Ceci peut être obtenu par exemple en courbant l'extrémité radiale externe 16c des déflecteurs 16.

[0053] Quelque soit le mode de réalisation, un tel écart de distance entre les extrémités radiales externes respectives de la paroi transversale et des déflecteurs permet de forcer le flux d'air de refroidissement à s'écouler radialement autour des systèmes d'injection de carburant. Le rapport entre les distances \underline{g} et \underline{h} est de préférence compris entre 1,5 et 2.

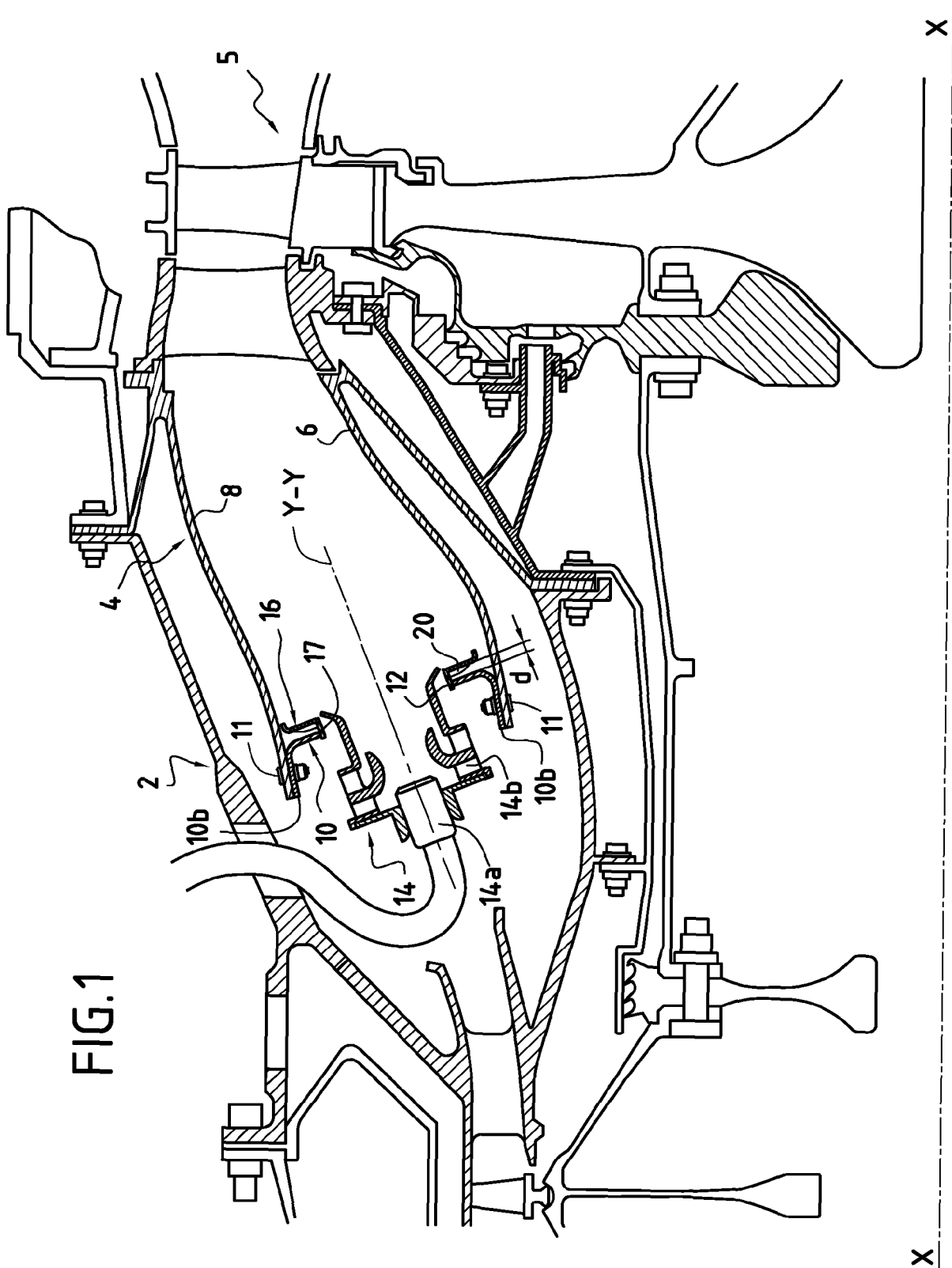
[0054] On notera que la mise en oeuvre d'un tel écart de distance peut aussi bien s'appliquer aux extrémités radiales internes respectives de la paroi transversale et des déflecteurs. Ainsi, la distance entre les extrémités radiales internes respectives de la paroi et des déflecteurs au niveau du plan radial de symétrie des déflecteurs peut être inférieure ou supérieure à celle au niveau des extrémités latérales des déflecteurs.

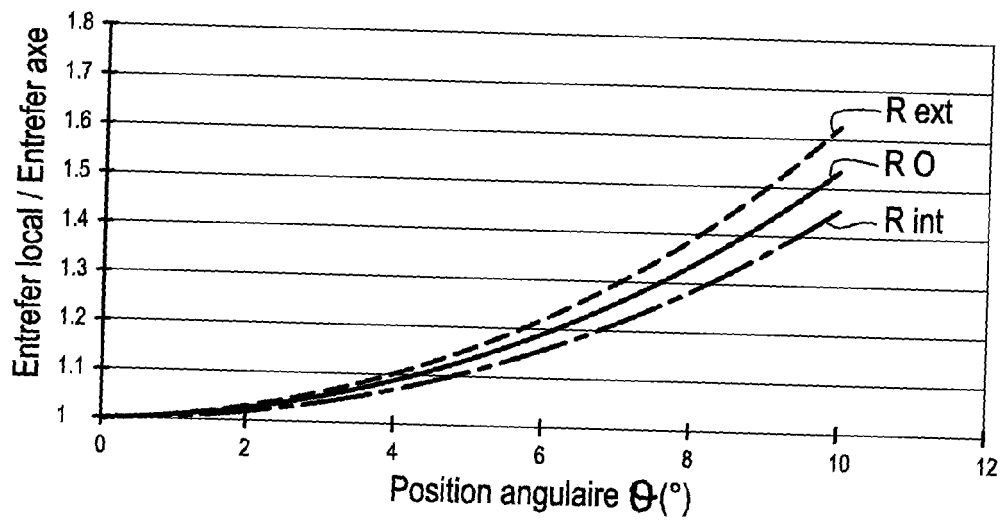
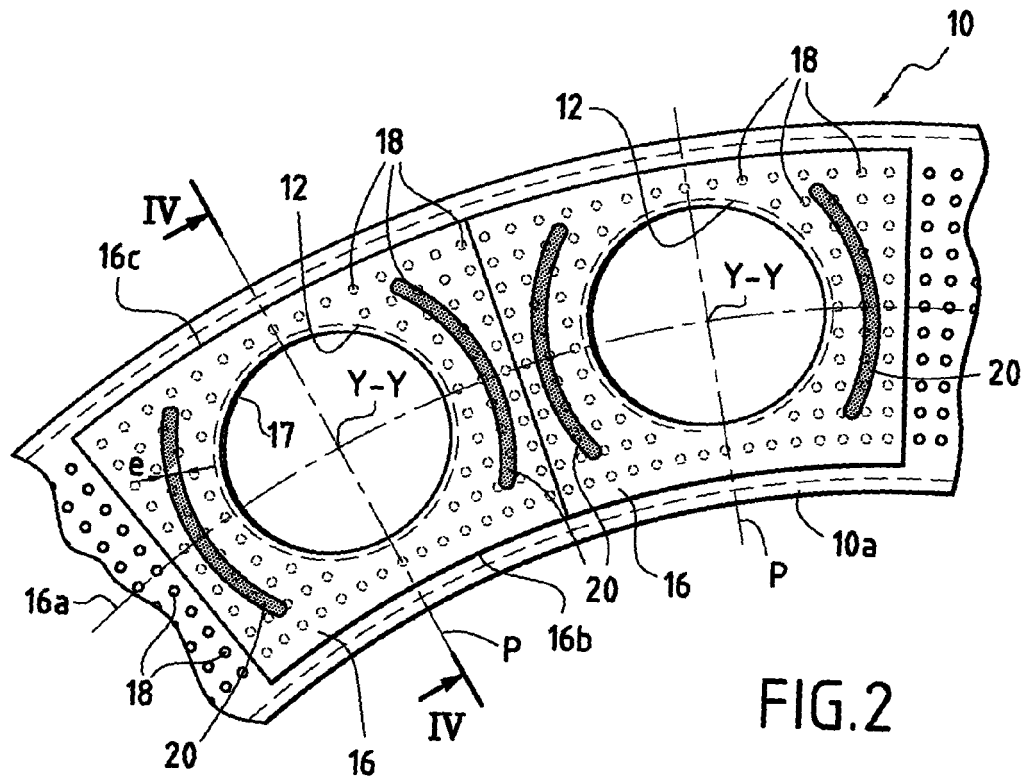
Revendications

1. Paroi annulaire (10) destinée à relier transversalement des parois longitudinales (6, 8) d'une chambre de combustion annulaire (4) de turbomachine, ladite paroi (10) étant sensiblement plane, inclinée par rapport à un axe longitudinal (X-X) de la turbomachine,

et comportant :

- une pluralité de déflecteurs (16) formés chacun par une plaque plane sensiblement rectangulaire, lesdits déflecteurs étant montés sur la paroi annulaire (10) et comportant chacun une ouverture (17) pour le montage d'un système d'injection de carburant (14) ; et
- une pluralité de trous de multiperforation (18) formés en regard des déflecteurs (16) autour de leur ouverture (17) pour permettre un passage d'air destiné au refroidissement desdits déflecteurs ;
- caractérisée en ce que** chaque déflecteur (16) comporte des moyens pour forcer le flux d'air de refroidissement des déflecteurs à s'écouler radialement par rapport à l'axe longitudinal (X-X) de la turbomachine autour des systèmes d'injection de carburant.
2. Paroi selon la revendication 1, dans laquelle chaque déflecteur (16) comporte au moins deux déformations (20) formant des chicanes pour l'écoulement du flux d'air de refroidissement, lesdites déformations (20) s'étendant radialement par rapport à l'axe longitudinal (X-X) de la turbomachine de part et d'autre de l'ouverture (17) dudit déflecteur.
 3. Paroi selon la revendication 2, dans laquelle les déformations du déflecteur se présentent sous la forme de gorges (20).
 4. Paroi selon la revendication 3, dans laquelle les gorges (20) présentent chacune une épaisseur (e) comprise entre 1 et 2mm.
 5. Paroi selon la revendication 1, dans laquelle la distance (g) entre les extrémités radiales externes respectives (10c, 16c) de la paroi (10) et des déflecteurs (16) au niveau d'un plan radial de symétrie (P) des déflecteurs est inférieure à celle (h) au niveau des extrémités latérales desdits déflecteurs.
 6. Paroi selon la revendication 1, dans laquelle la distance (g) entre les extrémités radiales externes respectives (10c, 16c) de la paroi (10) et des déflecteurs (16) au niveau d'un plan radial de symétrie (P) des déflecteurs est supérieure à celle (h) au niveau des extrémités latérales desdits déflecteurs.
 7. Chambre de combustion (4) de turbomachine, comportant au moins une paroi annulaire (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6.
 8. Turbomachine comportant une chambre de combustion (4) ayant au moins une paroi annulaire (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6.





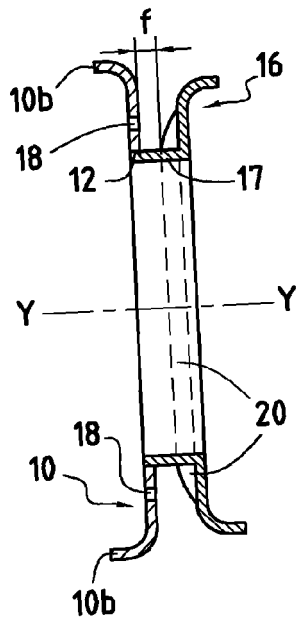


FIG. 4

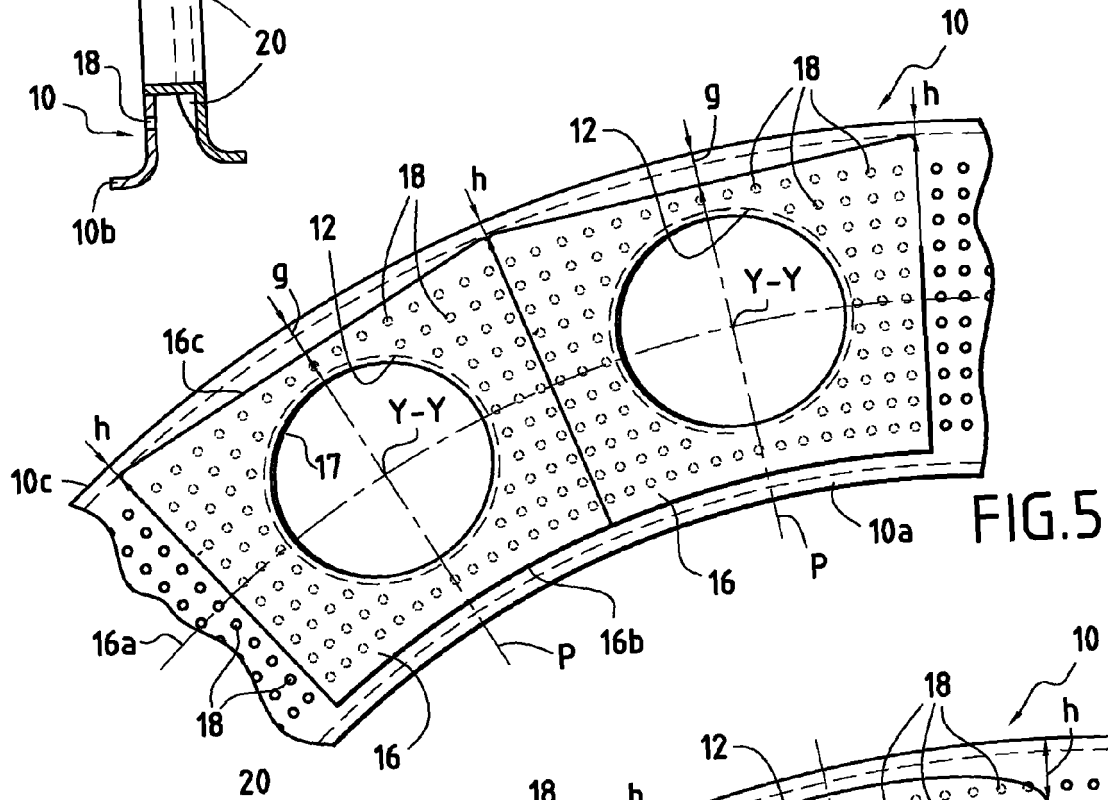


FIG. 5

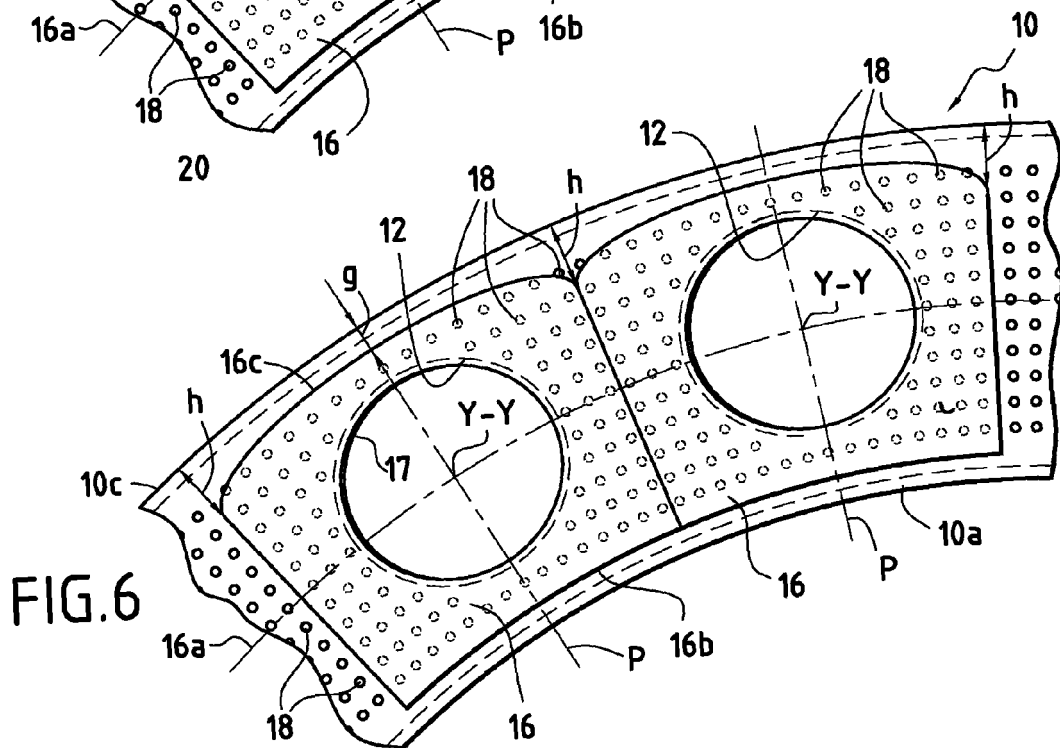


FIG. 6



DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (IPC)
A	US 6 164 074 A (MADDEN THOMAS J [US] ET AL) 26 décembre 2000 (2000-12-26) * colonne 4, ligne 28 - ligne 63; figures 1-3 *	1,7,8	INV. F23R3/28 F23R3/10
A	FR 2 637 675 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 13 avril 1990 (1990-04-13) * colonne 6, ligne 17 - colonne 7, ligne 16; figure 2 *	1,7,8	
A	US 2002/178734 A1 (STASTNY JAN HONZA [CA]) 5 décembre 2002 (2002-12-05) * alinéas [0026] - [0028], [0031]; figure 3 *	1,7,8	
A	US 2004/083735 A1 (BORNS FREDERICK G [US] ET AL) 6 mai 2004 (2004-05-06) * alinéas [0008], [0010], [0038]; figures 2,4 *	1,2,7,8	
A	US 5 396 759 A (RICHARDSON JOHN S [GB]) 14 mars 1995 (1995-03-14) * colonne 3, ligne 25 - ligne 63; figure 5 *	1,2,6-8	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (IPC) F23R
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche La Haye		Date d'achèvement de la recherche 7 mai 2007	Examineur Mougey, Maurice
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES 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		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	

5

EPO FORM 1503 03.82 (P04C02)

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

EP 07 10 1655

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.

07-05-2007

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 6164074	A	26-12-2000	AUCUN	

FR 2637675	A1	13-04-1990	GB 2223839 A	18-04-1990
			US 4934145 A	19-06-1990

US 2002178734	A1	05-12-2002	WO 02099337 A1	12-12-2002
			CA 2449481 A1	12-12-2002

US 2004083735	A1	06-05-2004	AUCUN	

US 5396759	A	14-03-1995	AUCUN	

EPO FORM P0460

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