

(19)



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets



(11)

EP 1 496 207 A1

(12)

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:
12.01.2005 Bulletin 2005/02

(51) Int Cl.7: **F01D 11/18, F01D 25/08**

(21) Numéro de dépôt: **04291648.6**

(22) Date de dépôt: **30.06.2004**

(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

- **Niclot, Thierry Jean-Maurice**
91600 Savigny Sur Orge (FR)
- **Raffy, Alain**
91330 Yerres (FR)
- **Suet, Patrice**
91230 Montgeron (FR)
- **Tourne, Christophe Yvon Gabriel**
91480 Varennes Jarcy (FR)

(30) Priorité: **11.07.2003 FR 0308584**

(71) Demandeur: **SOCIETE NATIONALE D'ETUDE ET
DE
CONSTRUCTION DE MOTEURS D'AVIATION,
"S.N.E.C.M.A."
F-75724 Paris Cédex 15 (FR)**

(74) Mandataire: **David, Daniel et al
Cabinet Bloch & Associés
2, square de l'Avenue du Bois
75116 Paris (FR)**

(72) Inventeurs:
• **Chereau, Thomas**
91260 Juvisy Sur Orge (FR)

(54) **Dispositif pour piloter passivement la dilatation thermique du carter d'un turboréacteur**

(57) L'invention porte sur un dispositif de pilotage passif de la dilatation thermique du carter d'extension (23) d'un turboréacteur, ledit carter d'extension (23) enveloppant le carter (2) de compresseur haute pression (1) du turboréacteur, et comportant une bride (24) de fixation à une bride amont (28) du carter (25) de la chambre de combustion (26). Il est caractérisé par le fait qu'au moins une cavité (45) circonférentielle est ménagée entre les

dites deux brides (24 et 28) dans laquelle circule un flux de gaz prélevé en entrée de la chambre de combustion (26). On utilise ainsi une circulation naturelle engendrée par la différence de pression.

Grâce au dispositif de l'invention, on pilote passivement la bride, et on réduit les contraintes résultant d'une dilatation différentielle entre la peau du carter et sa bride de fixation.

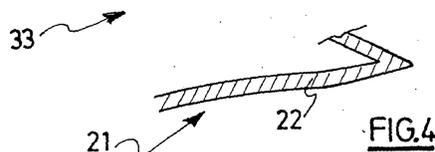
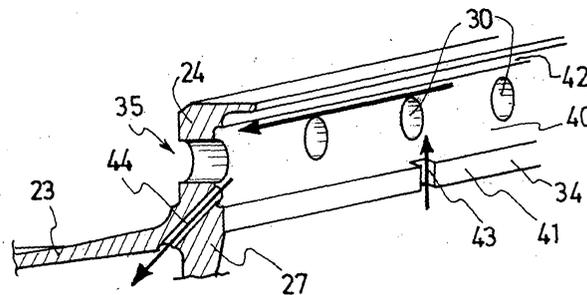


FIG.4

EP 1 496 207 A1

Description

[0001] La présente invention se rapporte aux turbo-réacteurs et concerne en particulier le carter d'extension de compresseur haute pression de turboréacteur.

[0002] Les turboréacteurs comprennent généralement au moins un compresseur basse pression et un compresseur haute pression. Il est fréquent de prélever du gaz au niveau d'un étage de compresseur afin d'alimenter en fluide relativement froid d'autres parties aval de la turbomachine, par exemple un distributeur de turbine, pour les refroidir ou des parties situées en amont, par exemple pour le dégivrage au niveau du compresseur basse pression.

[0003] Dans toute la description, les termes "amont" et "aval" seront utilisés pour signifier la position d'une pièce par rapport au flux global des gaz pendant le fonctionnement du turboréacteur.

[0004] Le compresseur haute pression est situé en amont de la chambre de combustion. En référence aux figures 1 et 2, le compresseur comprend un carter intérieur 2, autour duquel s'étend un carter 3 dit d'extension. Le carter d'extension 3 comprend une bride aval 4, permettant de le solidariser avec le carter 5 de la chambre de combustion 6, et qui supporte une paroi 7 de séparation entre les deux volumes.

[0005] La bride aval 4 du carter d'extension 3 est liée de manière fixe à la bride amont 8 du carter de la chambre de combustion 5, par des boulons de liaison 9 se situant au niveau des trous 10 de bride répartis circonférentiellement à la bride 4. Les deux brides 4, 8, du carter d'extension 3 et de la chambre de combustion 6, enserrant une bride amont 11 d'un cône diffuseur 12, qui est un cône ajouré se situant dans l'enceinte de la chambre de combustion 6. La face aval 14 de la bride 4 du carter d'extension 3 est plane, plaquée contre la bride 11 du cône diffuseur 12.

[0006] Dans le cas considéré, le fluide de refroidissement d'autres éléments du turboréacteur est prélevé au niveau du septième étage du compresseur 1, non représenté, par des orifices ménagés à cet effet, à la fois sur le carter 2 du compresseur et sur le carter d'extension 3. Il en résulte que l'espace annulaire 13 situé entre ces deux carters 2, 3 est baigné dans ce fluide.

[0007] Lors de la phase de décollage d'un avion équipé d'un tel turboréacteur, le haut régime imposé au moteur entraîne une forte élévation de la température de l'air prélevé au compresseur et donc du carter d'extension 3, dont la peau étant assez mince est à faible inertie thermique et subit une dilation importante. Elle atteint en peu de temps la température d'environ 550°C. La bride 4 de ce carter 3, plus massive et de plus baignée dans l'enceinte 15 de la nacelle, reste à ce moment à une température d'environ 200°C, au niveau notamment de sa périphérie extérieure.

[0008] Il en résulte un très fort gradient thermique entre le carter d'extension 3 et sa bride 4. Ce gradient a pour effet de provoquer la flexion de la bride 4 et de for-

tes contraintes tangentielles au niveau du haut des trous de bride 10.

[0009] Du fait des contraintes importantes résultant du gradient thermique susmentionné, la durée de vie du carter d'extension est beaucoup plus faible que l'objectif. Il s'ensuit pendant la vie du moteur un besoin en maintenance et un coût d'utilisation élevé lié à la dépose du moteur en dehors des visites prévues.

[0010] La présente invention vise à pallier ces inconvénients.

[0011] A cet effet, l'invention concerne un dispositif pour piloter passivement la dilation thermique du carter d'extension d'un turboréacteur et en soulager les contraintes, ledit carter d'extension enveloppant le carter intérieur de compresseur haute pression du turboréacteur, et comportant une bride de fixation à une bride amont du carter de la chambre de combustion. Ce dispositif est caractérisé par le fait qu'au moins une cavité circonférentielle est ménagée entre les dites deux brides dans laquelle circule un flux prélevé en entrée de la chambre de combustion.

[0012] Grâce à l'invention, on permet à la bride du carter de se dilater en fonction de la température plus élevée de l'air prélevé en aval. La dilatation de la bride pilotée ainsi passivement accompagne donc celle de la peau du carter et réduit les sources de contraintes entre les deux parties du carter.

[0013] On connaît un dispositif de dilatation assistée d'une bride de carter, par le document US 6, 352, 404, qui décrit l'interface entre deux brides longitudinales de fixation de deux demi-portions de carter de compresseur ou de turbine, dans lesquelles est ménagée une cavité de pilotage passif de la dilatation des brides, en vue d'éviter l'ovalisation du carter ; le problème résolu est donc différent de celui de l'invention. Le dispositif de l'invention diffère en outre de celui de ce document, tout d'abord, du fait qu'il ne s'agit pas d'une bride longitudinale du carter du compresseur mais d'une bride transversale de son carter d'extension, ensuite, parce que l'air de pilotage est prélevé en entrée de la chambre de combustion et non dans la veine de gaz du compresseur.

[0014] En particulier les deux brides enserrant une bride de maintien d'un cône diffuseur, la cavité étant ménagée entre l'une des brides de carter et la bride du cône diffuseur.

[0015] Selon un mode de réalisation préféré, la cavité est formée par un évidement ménagé dans l'une des dites brides. On peut ainsi aménager la circulation du fluide de réchauffement, grâce à des perforations calibrées ménagées dans la bride et à la différence de pression entre l'amont et l'aval de la bride.

[0016] Notamment, l'évidement ménageant un rebord transversal interne et un rebord transversal externe d'appui sur la face de la bride adjacente, le rebord axial interne comporte des perforations calibrées formant des gorges radiales, d'entrée de gaz, et la bride comprend des perforations calibrées formant des canaux de sortie

du flux de gaz.

[0017] Plus particulièrement, les canaux comprennent un orifice d'entrée se situant dans l'évidement et un orifice de sortie débouchant dans l'espace annulaire situé entre le carter du compresseur et le carter d'extension.

[0018] Selon un mode particulier de réalisation, la cavité est formée de plusieurs évidements disposés circonférentiellement en secteurs, chaque évidement communiquant avec une gorge radiale et un canal. La gorge radiale est située à une extrémité transversale de l'évidement et le canal est situé à l'autre extrémité transversale de l'évidement.

[0019] L'invention sera mieux comprise à l'aide de la description suivante de la forme de réalisation préférée du dispositif de l'invention, en rapport avec le dessin annexé, sur lequel :

- la figure 1 représente une vue de côté en coupe d'une bride de l'art antérieur ;
- la figure 2 représente une vue en coupe et en perspective de la bride de la figure 1 ;
- la figure 3 représente une vue de côté en coupe de la forme de réalisation préférée d'une bride de l'invention ;
- la figure 4 représente une vue en coupe et en perspective de la bride de la figure 3, et
- la figure 5 représente une vue en perspective de la bride de l'invention.

[0020] En référence aux figures 3 et 4, le turboréacteur comprend un compresseur haute pression 21 et une chambre de combustion 26. Le compresseur comprend un carter 22, enveloppé par un carter d'extension 23. Dans la partie aval du compresseur 21, le carter du compresseur 22 et le carter d'extension 23 sont reliés par une paroi 27 à section en forme de Y, les deux branches du Y étant dirigées vers la partie aval du turboréacteur, l'une supportant le carter du compresseur 22 et l'autre étant supportée par une bride avale 24 du carter d'extension 23.

[0021] La chambre de combustion 26 comporte un carter 25, qui comprend une bride amont 28. La bride amont de la chambre de combustion 28 et la bride aval du carter d'extension 24 sont liées par des boulons de liaison 29, à travers notamment des trous 30 de la bride du carter d'extension 24. Les deux brides enserrant, de manière fixe, une bride amont 31 d'un cône diffuseur 32. Ce cône diffuseur 32 est un cône ajouré s'étendant dans l'enceinte de la chambre de combustion 26, et dont le rôle est de guider et diffuser les flux de gaz.

[0022] La bride du carter d'extension 24 de l'invention comporte, sur sa face aval 34, un évidement circonférentiel 40, ménageant un rebord transversal interne 41 et un rebord transversal externe 42 d'appui sur la face amont de la bride amont du cône diffuseur 31.

[0023] Le rebord transversal interne 41 de la bride du carter d'extension 24 comporte des perforations cali-

brées formant des gorges radiales 43. En outre, la bride du carter d'extension 24 comprend des perforations calibrées formant des canaux 44, dont l'orifice d'entrée se situe dans l'évidement 40 et l'orifice de sortie dans l'espace annulaire 33 situé entre le carter du compresseur 22 et le carter d'extension 23. Chaque gorge 43 et chaque canal 44 est percé, au niveau de l'évidement 40, au droit d'un trou de bride 30, afin de limiter les surcontraintes à son bord.

[0024] L'espace annulaire 33 situé entre le carter du compresseur 22 et le carter d'extension 23 est baigné dans du gaz prélevé en aval du dernier étage de compresseur 21, ici au septième étage, qui alimente en fluide froid, d'un point de vue relatif, d'autres parties aval de la turbomachine, par exemple un distributeur de turbine, pour les refroidir, ou en fluide chaud, d'un point de vue relatif, des parties situées en amont, par exemple pour le dégivrage au niveau du compresseur basse pression. Des orifices sont ménagés à cet effet, à la fois sur le carter du compresseur 22 et sur le carter d'extension 23.

[0025] Plus précisément, et en référence à la figure 5, la bride arrière du carter d'extension 24 est divisée circonférentiellement en secteurs 50, 51, 52, par exemple, dans le cas de l'invention au nombre de huit. Chaque secteur comprend un évidement 40, une gorge 43 à une extrémité transversale de l'évidement 40 et un canal 44 à l'autre extrémité de l'évidement 40. Les secteurs sont séparés par des parois radiales 53, 54.

[0026] L'intérêt de la bride 24 de l'invention va maintenant être expliqué plus en détail. A la fin du décollage de l'avion, par exemple, l'enceinte de la chambre de combustion est baignée dans un gaz à la température de 650°C et à la pression de 40 bar, tandis que l'espace annulaire 33 situé entre le carter du compresseur 22 et le carter d'extension 23 est baigné dans un gaz à la température de 550°C et à la pression de 25 bar. La bride du carter d'extension 24 est baignée dans l'enceinte 35 de la nacelle du turboréacteur.

[0027] En raison de la différence de pression existant entre l'enceinte de la chambre de compression 26 et l'espace annulaire 33 situé entre le carter du compresseur 22 et le carter d'extension 23, le gaz de l'enceinte de la chambre de combustion 26 passe, au niveau de chaque secteur 50, 51, 52 de la bride du carter d'extension 24, dans les gorges radiales 43 pour ressortir, par les canaux 44, dans l'espace annulaire 33.

[0028] Il en résulte, au niveau de chaque secteur 50, 51, 52, que la cavité 45, ménagée par l'évidement 40 entre la face avale 34 de la bride du carter d'extension 24, son rebord transversal interne 41, son rebord transversal externe 42 et la face amont de la bride avant du cône diffuseur 31, est parcourue par un flux de gaz provenant de l'enceinte de la chambre de combustion 26.

[0029] Ce flux de gaz entretenu par la différence de pression va chauffer la bride 24, du fait de sa température élevée par rapport à celle de cette dernière. L'invention permet donc d'assister la dilatation de la bride

24 et de diminuer le gradient thermique existant entre elle et le carter d'extension 23.

[0030] La durée de vie de la bride 24 en raison de l'atténuation des contraintes est ainsi prolongée, ce qui évite éventuellement son remplacement durant la durée de vie du turboréacteur. Après sa circulation dans la cavité 45 de la bride 24, le gaz est réinjecté dans l'espace annulaire 33, ce qui n'affecte que très peu le fonctionnement du turboréacteur, du moins pas de façon significative.

[0031] L'invention a été décrite dans le cadre de la bride entre le carter d'extension et le carter de chambre mais elle s'applique à toute bride soumise à des gradients thermiques importants.

Revendications

1. Dispositif pour piloter passivement la dilation thermique du carter d'extension (23) d'un turboréacteur et en soulager les contraintes, ledit carter d'extension (23) enveloppant le carter intérieur (2) de compresseur haute pression (1) du turboréacteur, et comportant une bride (24) de fixation à une bride amont (28) du carter (25) de la chambre de combustion (26), **caractérisé par le fait qu'**au moins une cavité (45) circonférentielle est ménagée entre les dites deux brides (24 et 28) dans laquelle circule du gaz prélevé en entrée de la chambre de combustion (26).
2. Dispositif selon la revendication 1 dans lequel les deux brides enserrant une bride (31) de maintien d'un cône diffuseur (32), la cavité étant ménagée entre une (24) des brides de carter et la bride du cône diffuseur.
3. Dispositif selon l'une des revendications 1 ou 2 dans lequel la cavité est formée par un évidement (40) ménagé dans une (24) des dites brides.
4. Dispositif selon la revendication 1, 2 ou 3 dans lequel la circulation du flux de gaz se fait grâce à des perforations calibrées (43, 44) ménagées dans une bride.
5. Dispositif selon la revendication 4, dans lequel, l'évidement (40) ménageant un rebord transversal interne (41) et un rebord transversal externe (42) d'appui sur la face de la bride adjacente, le rebord axial interne (41) comporte des perforations calibrées formant des gorges radiales (43), d'entrée de gaz, et la bride (24) comprend des perforations calibrées formant des canaux (44), de sortie du flux de gaz.
6. Dispositif selon la revendication 5, dans lequel les canaux (44) comprennent un orifice d'entrée se situant dans l'évidement (40) et un orifice de sortie débouchant dans l'espace annulaire (33) situé entre le carter du compresseur (22) et le carter d'extension (23).
7. Dispositif selon l'une des revendications 3 à 6, dont la cavité est formée de plusieurs évidements disposés circonférentiellement en secteurs (50, 51, 52), chaque évidement (40) communiquant avec une gorge radiale (43) et un canal (44).
8. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 7, dont les brides comportent des trous de bride (30) disposés circonférentiellement, destinés à permettre le passage de liaisons boulons (29) pour la fixation de la bride (24) avec la bride amont (31) du cône diffuseur (32) et la bride amont (28) du carter (25) de la chambre de combustion (26).
9. Dispositif selon la revendication 8, dans lequel les gorges radiales (43) sont percées au droit d'un trou de bride (30).
10. Dispositif selon la revendication 9, dans lequel les canaux (44) sont percés au droit d'un trou de bride (30).

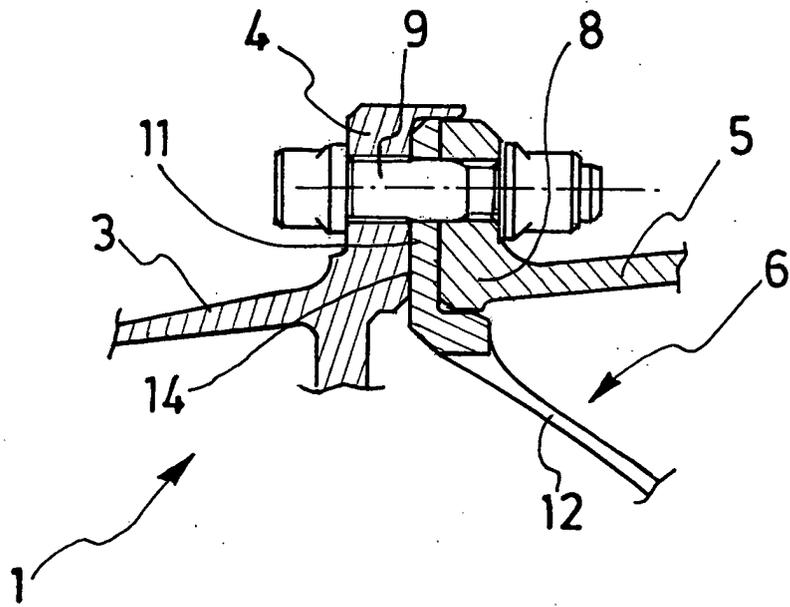


FIG.1

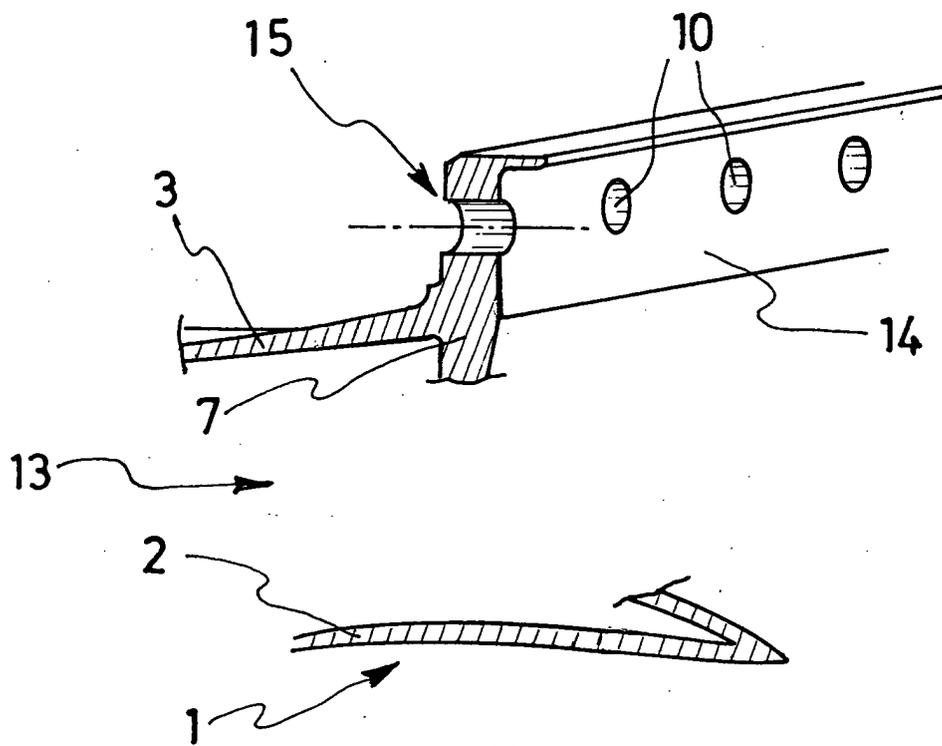


FIG.2

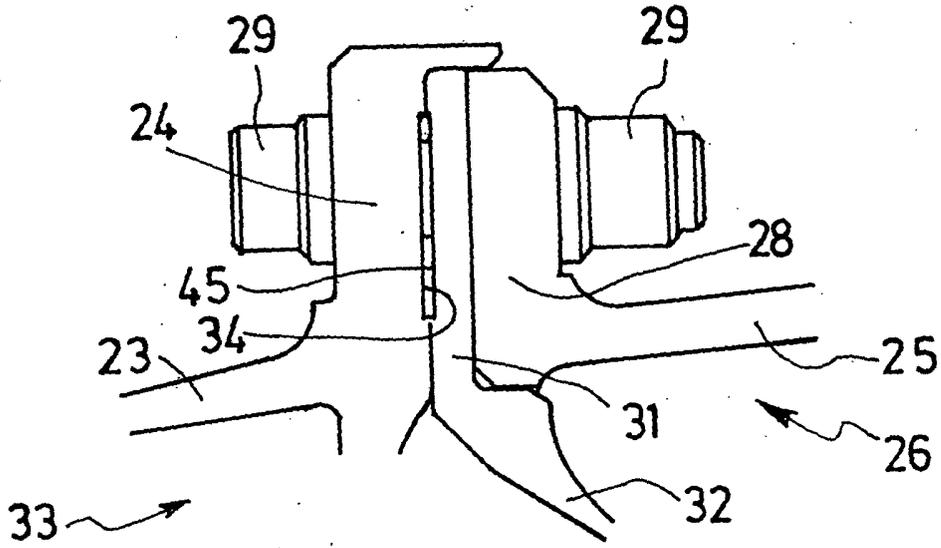


FIG.3

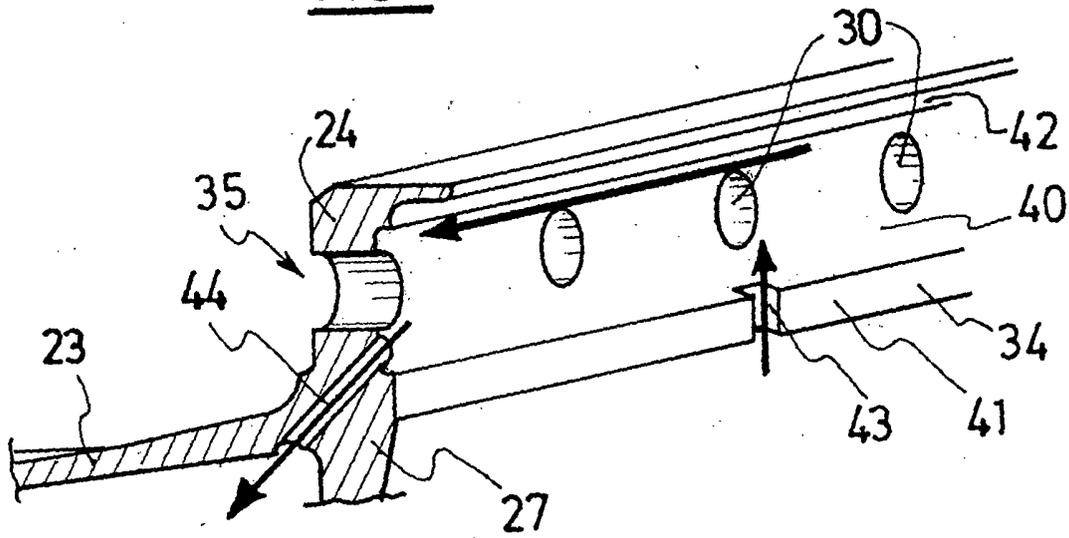
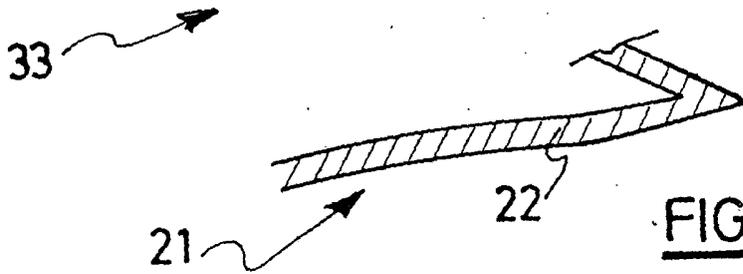


FIG.4



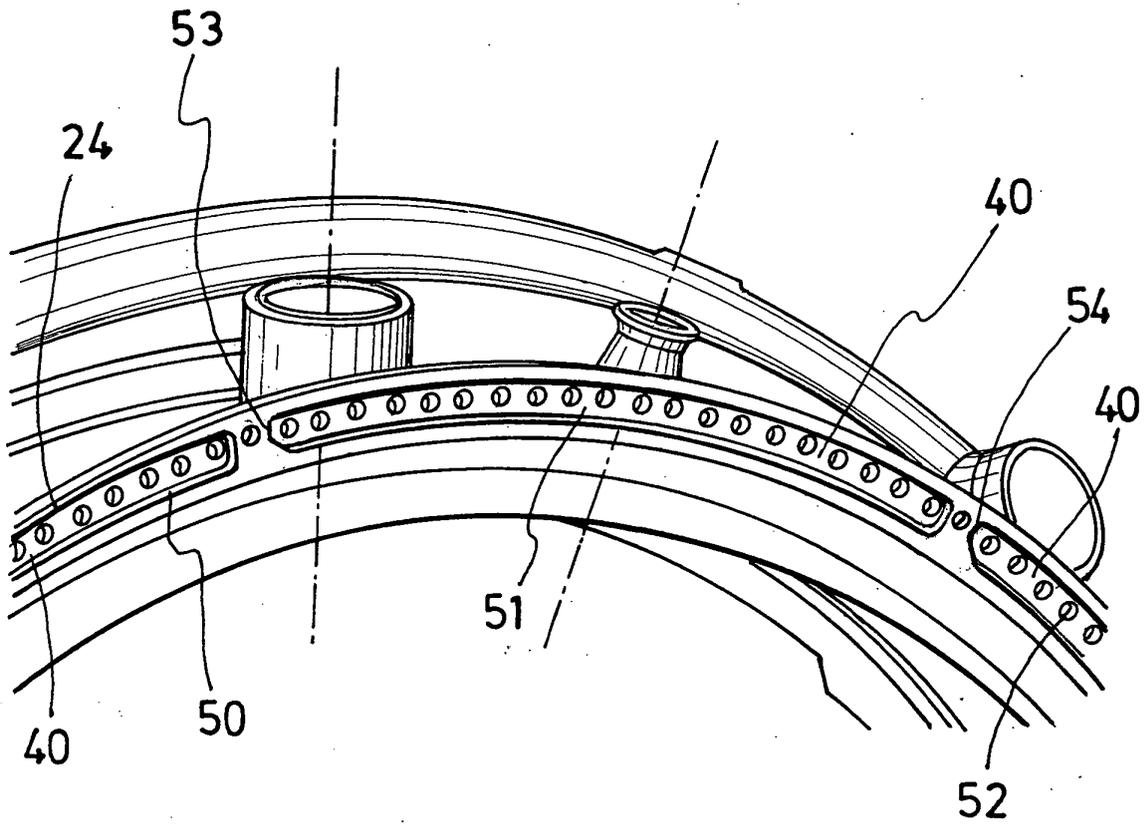


FIG.5



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)
X	US 5 593 277 A (PROCTOR ROBERT ET AL) 14 janvier 1997 (1997-01-14) * abrégé; figures 1-4 * -----	1-10	F01D11/18 F01D25/08
X	EP 0 559 420 A (GEN ELECTRIC) 8 septembre 1993 (1993-09-08) * figures 8,8a,8b * -----	1-10	
X	FR 2 468 740 A (GEN ELECTRIC) 8 mai 1981 (1981-05-08) * le document en entier * -----	1-10	
Y,D	US 6 352 404 B1 (BARRON MICHAEL L ET AL) 5 mars 2002 (2002-03-05) * le document en entier * -----	1-10	
Y	FR 2 828 908 A (SNECMA MOTEURS) 28 février 2003 (2003-02-28) * le document en entier * -----	1-10	
A	FR 2 007 422 A (LICENTIA GMBH) 9 janvier 1970 (1970-01-09) * le document en entier * -----	1-10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.7)
A	US 1 058 936 A (BANCEL) 15 avril 1913 (1913-04-15) -----		F01D
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
La Haye		19 octobre 2004	Iverus, D
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	

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

EP 04 29 1648

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.

19-10-2004

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 5593277	A	14-01-1997	AUCUN	
EP 0559420	A	08-09-1993	US 5219268 A CA 2089275 A1 EP 0559420 A1 JP 1972742 C JP 5340271 A JP 6102988 B	15-06-1993 07-09-1993 08-09-1993 27-09-1995 21-12-1993 14-12-1994
FR 2468740	A	08-05-1981	US 4363599 A CA 1139231 A1 DE 3040594 A1 FR 2468740 A1 IT 1134101 B JP 1513995 C JP 56081202 A JP 63063721 B	14-12-1982 11-01-1983 14-05-1981 08-05-1981 24-07-1986 24-08-1989 03-07-1981 08-12-1988
US 6352404	B1	05-03-2002	AUCUN	
FR 2828908	A	28-02-2003	FR 2828908 A1	28-02-2003
FR 2007422	A	09-01-1970	DE 1751139 A1 CH 488098 A FR 2007422 A5 GB 1250097 A	01-07-1971 31-03-1970 09-01-1970 20-10-1971
US 1058936	A		AUCUN	

EPO FORM P0460

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