(19) Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

(11) EP 1 496 207 B1

(12) **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention de la délivrance du brevet:
20.12.2006 Bulletin 2006/51

(51) Int Cl.:
F01D 11/18 *(2006.01)* ***F01D 25/08*** *(2006.01)*

(21) Numéro de dépôt: **04291648.6**

(22) Date de dépôt: **30.06.2004**

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

Einrichtung zur passiven Regelung der Wärmedehnung eines Turbomaschinengehäuses

Device to passively control the thermal dilatation of a turbomachine housing

(84) Etats contractants désignés:
DE FR GB

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

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

(73) Titulaire: **SNECMA**
75015 Paris (FR)

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

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

(56) Documents cités:
EP-A- 0 559 420
FR-A- 2 007 422
FR-A- 2 468 740
FR-A- 2 828 908
US-A- 1 058 936
US-A- 5 593 277
US-B1- 6 352 404

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la date de publication de la mention de la délivrance du brevet européen, toute personne peut faire opposition au brevet européen délivré, auprès de l'Office européen des brevets. L'opposition doit être formée par écrit et motivée. Elle n'est réputée formée qu'après paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

EP 1 496 207 B1

Printed by Jouve, 75001 PARIS (FR)

Description

[0001] La présente invention se rapporte aux turboréacteurs 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, enserrent 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 fortes 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 ensemble de carters de turboréacteur comprenant un carter intérieur de compresseur haute pression, un carter d'extension avec une bride, de fixation, enveloppant le carter intérieur, et un carter de la chambre de combustion avec une bride amont, la bride étant fixée à la bride amont, caractérisé par le fait qu'au moins une cavité circonférentielle est ménagée entre les deux brides avec des gorges d'alimentation en gaz depuis l'entrée de la chambre de combustion et des canaux d'évacuation du dit gaz.

[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 source 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. L'ensemble 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 enserrent 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 enserrent, 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 calibrées 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. Ensemble de carters de turboréacteur comprenant un carter intérieur (2) de compresseur haute pression, un carter d'extension (23) avec une bride (24), de fixation, enveloppant le carter intérieur (2), et un carter (25) de la chambre de combustion avec une bride amont (28), la bride de fixation (24) étant fixée à la bride amont (28), **caractérisé par le fait qu'**au moins une cavité (45) circonférentielle est ménagée entre les deux brides avec des gorges d'alimentation en gaz (43) depuis l'entrée de la chambre de combustion et des canaux d'évacuation (44) du dit gaz.

2. Ensemble de carters de turboréacteur selon la revendication 1 dans lequel les deux brides enserrent 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. Ensemble de carters de turboréacteur 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. Ensemble de carters de turboréacteur 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. Ensemble de carters de turboréacteur 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. Ensemble de carters de turboréacteur 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. Ensemble de carters de turboréacteur 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. Ensemble de carters de turboréacteur selon la revendication 7, dont la gorge radiale (43) est située à une extrémité transversale de l'évidement (40) et le canal (44) est situé à l'autre extrémité transversale de l'évidement (40).

9. Ensemble de carters de turboréacteur selon l'une des revendications 1 à 8, dont les brides comportent des trous de bride (30) disposés circonférentiellement, destinés à permettre le passage de boulons de liaison (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).

10. Ensemble de carters de turboréacteur selon la revendication 9, dans lequel les gorges radiales (43) sont percées au droit d'un trou de bride (30).

11. Ensemble de carters de turboréacteur selon la revendication 10, dans lequel les canaux (44) sont percés au droit d'un trou de bride (30).

Claims

1. Assembly of turbo-jet engine housings comprising an inner casing (2) of the high pressure compressor, an extension casing (23) with a flange (24), for attachment, surrounding the inner casing (2), and a casing (25) of the combustion chamber with an upstream flange (28), the attachment flange (24) being attached to the upstream flange (28), **characterized in that** at least one circumferential cavity (45) is provided between said both flanges with gas providing throats (43) from the inlet of the combustion chamber and with outlet channels (44) of the said gas.

2. Assembly of turbo-jet engine housings according to claim 1, wherein both flanges clamp a retaining flange (31) of a diffusing cone (32), the cavity being arranged between one (24) of the casing flanges and the flange of the diffusing cone (31).

3. Assembly of turbo-jet engine housings according to one of claims 1 and 2, wherein the cavity is formed by a recess (40) provided in one (24) of said flanges.

4. Assembly of turbo-jet engine housings according to one of claim 1 to 3, wherein the circulation of the gas flux is achieved using calibrated perforations (43, 44)

provided in a flange.

5. Assembly of turbo-jet engine housings according to claim 4, wherein, the recess (40) providing an inner transversal rim (41) and an outer transversal rim (42) resting on the face of the adjoining flange, the inner axial rim (41) includes calibrated perforations forming gas inlet radial throats (43), and the flange (24) comprises calibrated perforations forming outlet channels (44) of the gas flux.

6. Assembly of turbo-jet engine housings according to claim 5, wherein the channels (44) comprise an inlet orifice situated in the recess (40) and an outlet orifice emerging into the annulus (33) situated between the casing of the compressor (22) and the extension casing (23).

7. Assembly of turbo-jet engine housings according to one of claims 3 to 6, the cavity of which is composed of several recesses disposed circumferentially in sectors (50, 51, 52), each recess (40) communicating with a radial throat (43) and a channel (44).

8. Assembly of turbo-jet engine housings according to claim 7, the radial throat (43) of which is situated at a transversal end of the recess (40) and the channel (44) is situated at the other transversal end of the recess (40).

9. Assembly of turbo-jet engine housings according to one of claims 1 to 8, the flanges of which include flange holes (30) disposed circumferentially, intended for letting through linking bolts (29) for attachment of the flange (24) with the upstream flange (31) of the diffusing cone (32) and the upstream flange (28) of the casing (25) of the combustion chamber (26).

10. Assembly of turbo-jet engine housings according to claim 9, wherein the radial throats (43) are drilled at right angles with a flange hole (30).

11. Assembly of turbo-jet engine housings according to claim 10, wherein the channels (44) are drilled at right angles with a flange hole (30).

Patentansprüche

1. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen, umfassend: ein Hochdruck-Kompressor-Innengehäuse (2), ein Erweiterungs-Gehäuse (23) mit einem Befestigungs-Flansch (24), welches das Innengehäuse (2) umgibt, und ein Gehäuse (25) der Brennkammer, mit einem stromaufwärtigen Flansch (28), wobei der Befestigungs-Flansch (24) am stromaufwärtigen Flansch (28) befestigt ist, **dadurch gekennzeichnet, dass** zumindest ein Umfangs-Hohlraum (45) zwischen den zwei Flanschen eingearbeitet ist, mit Nuten (43) zur Versorgung mit Gas vom Eingang der Brennkammer aus und Kanälen (44) zum Evakuieren dieses Gases.

2. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß Anspruch 1, wobei die zwei Flansche einen Halte-Flansch (31) eines Diffusor-Kegels (32) umschließen, wobei der Hohlraum zwischen einem (24) der Gehäuse-Flansche und dem Flansch des Diffusor-Kegels eingearbeitet ist.

3. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß einem der Ansprüche 1 oder 2, wobei der Hohlraum von einer in einen (24) der Flansche eingearbeiteten Aussparung (40) gebildet ist.

4. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß Anspruch 1, 2 oder 3, wobei die Zirkulation des Gasflusses dank kalibrierter Perforationen (43,44) erfolgt, welche in einen Flansch eingearbeitet sind.

5. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß Anspruch 4, wobei an der Aussparung (40) ein transversal innerer Rand (41) und ein transversal äußerer Rand (42) zum Andruck auf die Fläche des benachbarten Flansches eingearbeitet ist, wobei der axial innenliegende Rand (41) kalibrierte Perforationen aufweist, welche radiale Nute (43) zum Gas-Eintritt bilden, und der Flansch (24) kalibrierte Perforationen umfasst, welche Kanäle (44) zum Austritt des Gasflusses bilden.

6. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß Anspruch 5, wobei die Kanäle (44) eine in der Aussparung (40) angeordnete Eintritts-Öffnung und eine in den ringförmigen Zwischenraum (33), welcher zwischen dem Kompressor-Gehäuse (22) und dem Erweiterungs-Gehäuse (23) angeordnet ist, einmündende Austritts-Öffnung umfassen.

7. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß einem der Ansprüche 3 bis 6, wobei der Hohlraum von mehreren umfänglich in Sektoren (50, 51, 52) angeordneten Aussparungen gebildet ist, wobei jede Aussparung (40) mit einer radialen Nut (43) und einem Kanal (44) verbunden ist.

8. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß Anspruch 7, wobei die radiale Nut (43) an einem transversalen Ende der Aussparung (40) angeordnet ist, und der Kanal (44) am anderen transversalen Ende der Aussparung (40) angeordnet ist.

9. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß einem der Ansprüche 1 bis 8, wobei die Flansche umfänglich angeordnete Flansch-Löcher (30) aufweisen, welche dazu vorgesehen sind, den

Durchgang von Verbindungen Bolzen (29) zum Befestigen des Flansches (24) an dem stromaufwärtigen Flansch (31) des Diffusor-Kegels (32) und dem stromaufwärtigen Flansch (28) des Gehäuses (25) der Brennkammer (26) zu ermöglichen.

10. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß Anspruch 9, wobei die radialen Nute (43) rechtwinklig eines Flansch-Lochs (30) eingearbeitet sind.

11. Zusammenbau von Strahlturbinen-Gehäusen gemäß Anspruch 10, wobei die Kanäle (44) rechtwinklig eines Flansch-Lochs (30) eingearbeitet sind.

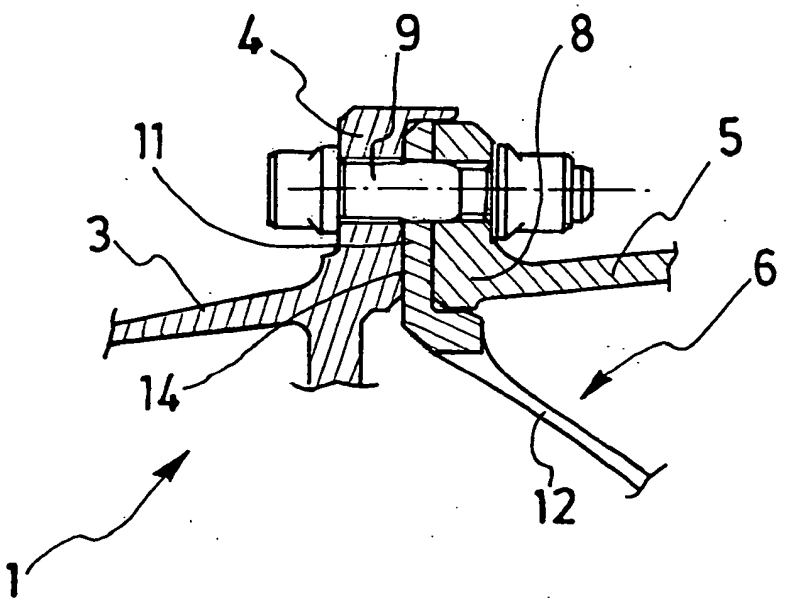


FIG.1

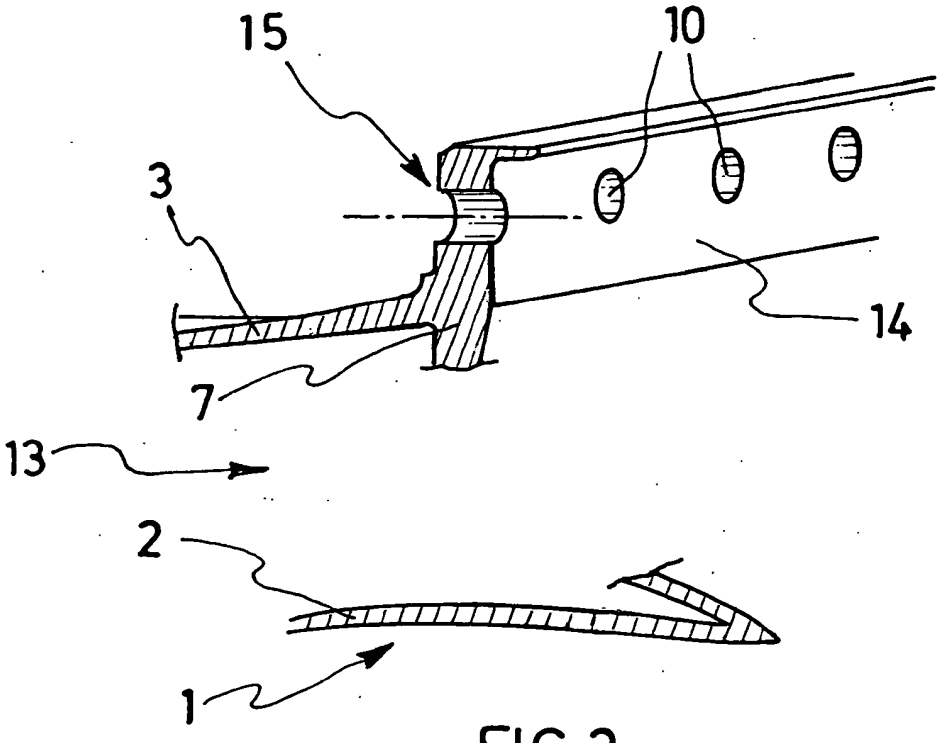


FIG.2

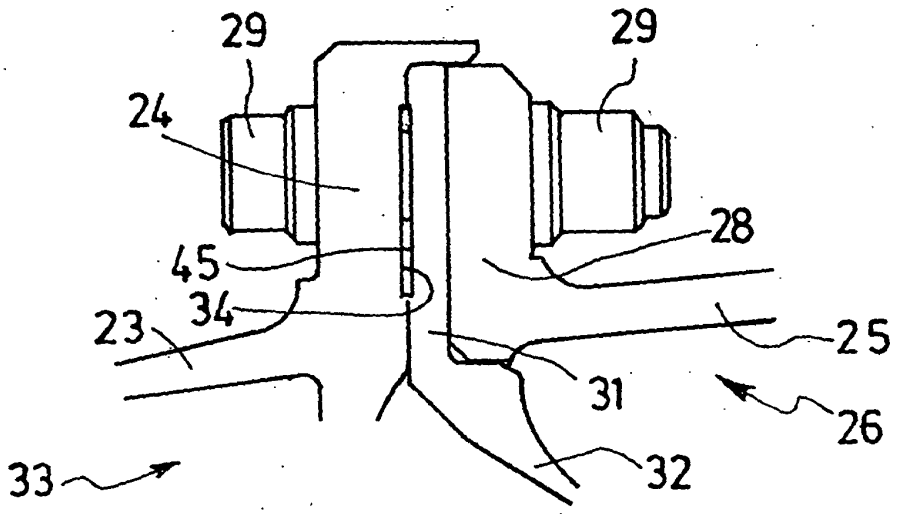
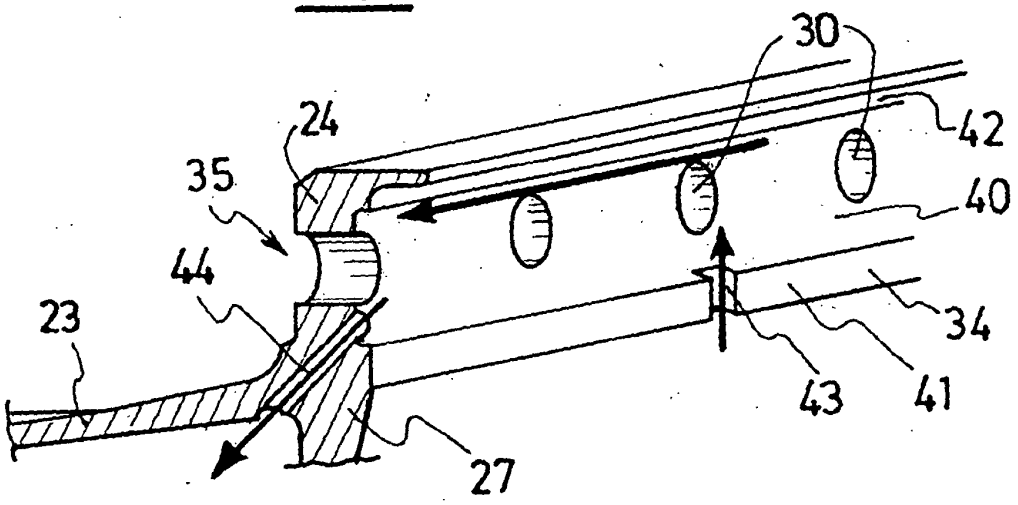

29
29
24
28
45
34
23
25
31
26
33
32

FIG.3


30
24
42
35
40
44
23
34
43
41
27

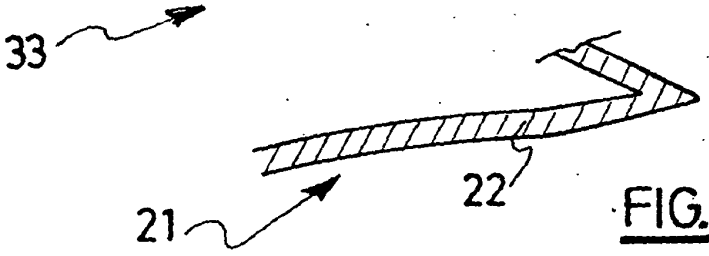

33
22
21

FIG.4

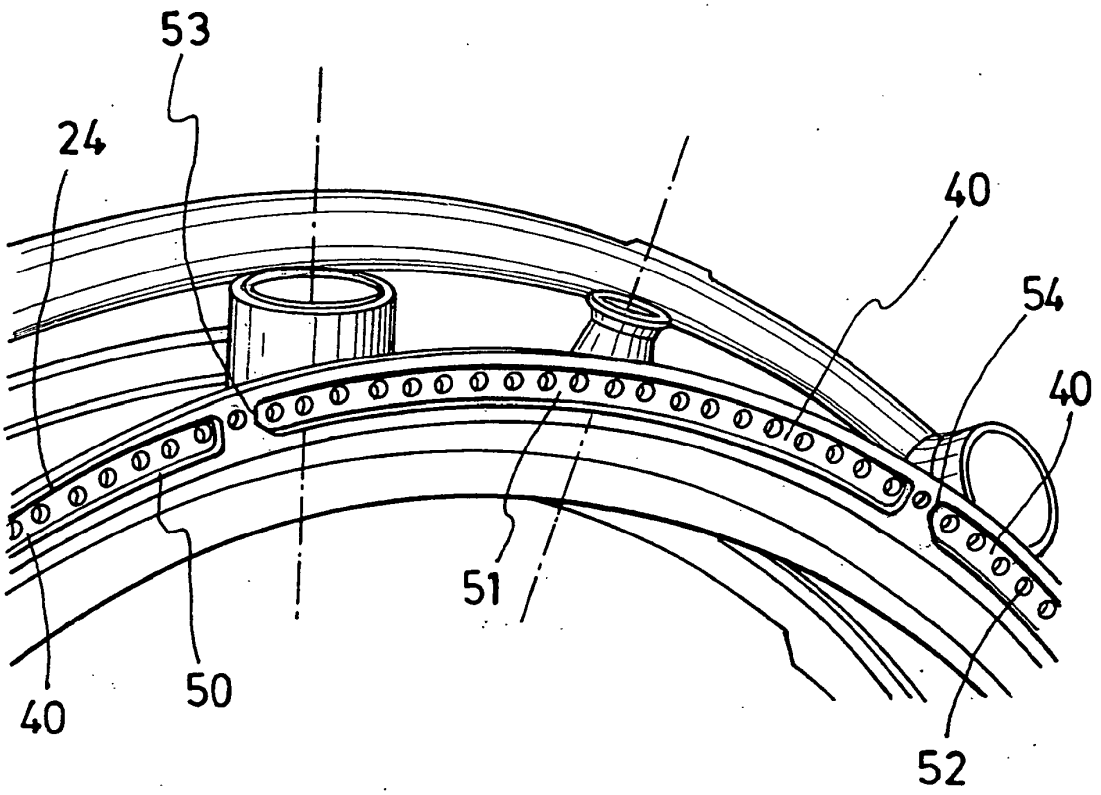


FIG.5