



(11) **EP 1 265 034 B1**

(12) **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
22.10.2008 Bulletin 2008/43

(51) Int Cl.:
F23R 3/60 (2006.01) F23R 3/00 (2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **02291363.6**

(22) Date de dépôt: **04.06.2002**

(54) **Accrochage de chambre de combustion CMC de turbomachine par pattes brasées**

Befestigung einer Turbinenbrennkammer aus keramischem Matrix-Verbundwerkstoff mit gelöteten Befestigungsfüssen

Mounting of a turbine ceramic matrix composite combustion chamber with brazed mounting lugs

(84) Etats contractants désignés:
DE FR GB

(30) Priorité: **06.06.2001 FR 0107363**

(43) Date de publication de la demande:
11.12.2002 Bulletin 2002/50

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

(72) Inventeurs:
• **Calvez, Gwénaelle**
77000 Melun (FR)
• **Hernandez, Didier**
77720 Quiers (FR)

• **Forestier, Alexandre**
77350 Boissise-la-Bertrand (FR)
• **Conete, Eric**
33700 Merignac (FR)

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

(56) Documents cités:
EP-A- 0 316 233 GB-A- 1 570 875
GB-A- 2 035 474 US-A- 2 509 503
US-A- 6 131 384

EP 1 265 034 B1

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

Description

Domaine de l'invention

[0001] La présente invention se rapporte au domaine spécifique des turbomachines et elle s'intéresse plus particulièrement au problème posé par le montage d'une chambre de combustion en matériau composite de type CMC (composite à matrice céramique) dans les carters métalliques de chambre d'une turbomachine. Une telle turbomachine est connue à partir de GB 1 570 875.

Art antérieur

[0002] Classiquement, dans un turboréacteur ou un turbopropulseur, la turbine haute pression, notamment son distributeur d'entrée (HPT nozzle), la chambre de combustion ainsi que les enveloppes (ou carters) interne et externe de cette chambre sont réalisées dans un même matériau, généralement métallique. Cependant, dans certaines conditions particulières d'utilisation mettant en oeuvre des températures de combustion notablement élevées, l'emploi d'une chambre métallique s'avère d'un point de vue thermique totalement inadaptée et il doit être recouru à une chambre à base de matériaux composites haute température de type CMC. Toutefois, les difficultés de mise en oeuvre et le coût de ces matériaux font que leur utilisation est le plus souvent limitée à la chambre de combustion elle-même, le distributeur d'entrée de la turbine haute pression et les enveloppes interne et externe de la chambre restant alors réalisées plus classiquement en des matériaux métalliques. Or, les matériaux métalliques et les matériaux composites ont des coefficients de dilatation thermique très différents. Il en résulte des problèmes particulièrement aigus de liaison avec les enveloppes interne et externe de la chambre de combustion et d'interface au niveau du distributeur, en entrée de la turbine haute pression.

Objet et définition de l'invention

[0003] La présente invention pallie ces inconvénients en proposant un montage de la chambre de combustion dans les carters ayant la capacité d'absorber les déplacements induits par les différences des coefficients de dilatation de ces pièces. Un but de l'invention est aussi de proposer un montage qui profite au mieux des caractéristiques existantes de la chambre de combustion.

[0004] Ces buts sont atteints par une turbomachine comportant, dans des enveloppes annulaires interne et externe en matériau métallique et selon un sens F d'écoulement des gaz, un ensemble d'injection d'un carburant, une chambre de combustion annulaire en matériau composite ayant un axe longitudinal, et un distributeur annulaire en matériau métallique formant l'étage d'entrée à aubes fixes d'une turbine haute pression, ladite chambre de combustion en matériau composite étant maintenue en position entre lesdites enveloppes

annulaires métalliques interne et externe par une pluralité de languettes souples, des premières extrémités desdites languettes étant reliées entre elles par une couronne métallique fixée solidairement à une desdites enveloppes annulaires métalliques interne et externe par des premiers moyens de fixation, caractérisée en ce que des secondes extrémités desdites languettes sont fixées par des seconds moyens de fixation à une couronne en matériau composite fixée solidairement à ladite chambre de combustion en matériau composite, la souplesse desdites languettes de fixation permettant à des températures élevées une libre dilatation radiale de ladite chambre de combustion en matériau composite par rapport auxdites enveloppes annulaires métalliques.

[0005] Avec cette structure particulière de liaison fixe, les différentes usures dues aux corrosions de contact des systèmes de l'art antérieur peuvent être évitées. L'utilisation d'une couronne en matériau composite pour réaliser l'étanchéité de la veine permet de plus de garder intacte la structure initiale de la chambre. En outre, la présence des languettes métalliques souples en lieu et place des brides traditionnelles permet un gain en masse particulièrement appréciable. Ces languettes, de part leur souplesse, permettent de supporter facilement l'écart de dilatation apparaissant aux températures élevées entre pièces métalliques et composites (en reprenant les déplacements dus à la dilatation) tout en assurant un parfait maintien et un bon centrage de la chambre de combustion dans l'enveloppe annulaire.

[0006] Les premiers et seconds moyens de fixation sont constitués de préférence par une pluralité de boulons.

[0007] Selon un mode de réalisation avantageux dans lequel chacune desdites enveloppes annulaires métalliques est formée en deux parties, ladite couronne métallique reliant entre elles lesdites premières extrémités desdites languettes de fixation métalliques est montée entre des brides de liaison de ces deux parties. Dans un mode de réalisation alternatif, ladite couronne métallique peut être fixée directement à ladite enveloppe annulaire par des moyens de fixation.

[0008] Selon le mode de réalisation envisagé, lesdites premières extrémités des languettes de fixation peuvent soit être fixées par brasage à ladite couronne métallique soit former une pièce unique avec cette couronne métallique.

[0009] Selon un mode de réalisation préférentiel ladite couronne composite est brasée sur une extrémité aval de la chambre de combustion. Dans un mode de réalisation alternatif, cette couronne composite est cousue sur cette extrémité aval. Dans un autre mode de réalisation, cette couronne composite est implantée sur cette extrémité aval.

[0010] Ladite couronne composite comporte une partie déterminée formant un plan d'appui pour un joint d'étanchéité (avantageusement du type joint circulaire « à lamelles ») assurant l'étanchéité de la veine de gaz entre ladite chambre de combustion et ledit distributeur.

De préférence, ladite partie déterminée est une partie d'extrémité de ladite couronne composite.

Brève description des dessins

[0011] Les caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront mieux de la description suivante, faite à titre indicatif et non limitatif, en regard des dessins annexés sur lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en demi-coupe axiale d'une zone centrale d'une turbomachine dans un premier mode de réalisation de l'invention,
- la figure 2 est une vue agrandie d'une partie de la figure 1 dans une configuration de liaison alternative, et
- la figure 3 est une vue agrandie d'une autre partie de la figure 1 dans une configuration de liaison alternative.

Description détaillée d'un mode de réalisation préférentiel

[0012] La figure 1 montre en demi-coupe axiale une partie centrale d'un turboréacteur ou d'un turbopropulseur (appelé turbomachine dans la suite de la description) comprenant :

- . une enveloppe annulaire externe (ou carter externe) en deux parties 12a, 12b en matériau métallique, d'axe longitudinal 10,
 - . une enveloppe annulaire interne (ou carter interne) coaxiale en deux parties 14a, 14b également en matériau métallique,
 - . un espace annulaire 16 compris entre les deux enveloppes 12a, 12b et 14a, 14b recevant le comburant comprimé, généralement de l'air, provenant en amont d'un compresseur (non représenté) de la turbomachine, au travers d'un conduit annulaire de diffusion 18 définissant un flux général F d'écoulement des gaz,
- cet espace 16 comportant, dans le sens d'écoulement des gaz, tout d'abord un ensemble d'injection formé d'une pluralité de systèmes d'injection 20 régulièrement répartis autour du conduit 18 et comportant chacun une buse d'injection de carburant 22 fixée sur une partie amont 12a de l'enveloppe annulaire externe (dans un souci de simplification des dessins le mélangeur et le déflecteur associés à chaque buse d'injection n'ont pas été représentés), ensuite une chambre de combustion 24 en matériau composite haute température, par exemple de type CMC ou autres (carbone par exemple), formée d'une paroi axiale externe 26 et d'une paroi axiale interne 28, toutes deux coaxiales d'axe 10, et d'une paroi transversale 30 qui constitue le fond de cette chambre de combustion et qui comporte des rabats 32, 34 fixés par tous moyens adaptés, par exemple par

des boulons métalliques ou réfractaires à vis à tête conique, sur des extrémités amont 36, 38 des parois axiales 26, 28, ce fond de chambre 30 étant pourvu d'orifices de passage 40 pour permettre l'injection du carburant et d'une partie du comburant dans la chambre de combustion 24, et enfin un distributeur annulaire 42 en matériau métallique formant un étage d'entrée d'une turbine haute pression (non représentée) et comportant classiquement une pluralité d'aubes fixes 44 montées entre une plate-forme circulaire externe 46 et une plate-forme circulaire interne 48.

[0013] Le distributeur est fixé sur une partie aval 14b de l'enveloppe annulaire interne de la turbomachine par des premiers moyens de fixation amovibles constitués de préférence par une pluralité de boulons 50 tout en reposant sur des moyens support 49 solidaire de l'enveloppe annulaire externe de la turbomachine.

[0014] Des orifices de passage 54, 56 ménagés dans les plates-formes métalliques externe 46 et interne 48 du distributeur 42 sont en outre prévus pour assurer un refroidissement des aubes fixes 44 de ce distributeur en entrée du rotor de la turbine haute pression à partir du comburant comprimé disponible en sortie du conduit de diffusion 18 et s'écoulant en deux flux F1, F2 de part et d'autre de la chambre de combustion 24.

[0015] Selon l'invention, la chambre de combustion 24, qui a un coefficient de dilatation thermique très différent des autres pièces métalliques formant la turbomachine, est maintenue fixement en position entre les enveloppes annulaires interne et externe par une pluralité de languettes souples 58, 60 régulièrement réparties autour de la chambre de combustion. Ces languettes de fixation sont montées pour une première partie d'entre elles (voir la languette référencée 58) entre l'enveloppe annulaire externe 12a, 12b et la paroi axiale externe 26 de la chambre de combustion et pour une seconde partie (comme la languette 60) entre l'enveloppe annulaire interne 14a, 14b et la paroi axiale interne 28 de la chambre de combustion.

[0016] Chaque languette de fixation souple en matériau métallique qui peut présenter une forme sensiblement triangulaire comme l'illustre la figure 1A, ou être constituée d'une simple lame (de largeur constante ou non), est soudée ou brasée par une première extrémité 62 ; 64 à une couronne métallique 66a, 66b fixée solidairement par des premiers moyens de fixation 52 ; 68 à l'une ou l'autre (selon son emplacement) des enveloppes annulaires métalliques externe 12 ou interne 14 et destinée à faciliter à la fois le maintien de ces languettes et l'étanchéité vis à vis de l'espace annulaire 16. Dans un mode de réalisation préférentiel, ces languettes et la couronne métallique forment ensemble une pièce métallique unique d'un seul tenant. A une seconde extrémité 70 ; 72, cette languette est fixée solidairement par des seconds moyens de fixation 74, 76 à une couronne composite céramique 78a ; 78b brasée sur une extrémité aval

88 ; 90 des parois axiales externe 26 et interne 28 de la chambre de combustion en matériau composite céramique. Cette brasure peut être remplacée ou bien renforcée par une couture. La liaison entre les parois de chambre et les couronnes peut aussi être réalisée entièrement par implantation (liaison de type connue sous l'anglicisme « pin'sée »). Le nombre de languettes peut, par exemple, être en nombre égal à celui des buses d'injection ou égal à un multiple de ce nombre.

[0017] La figure 1 illustre un premier mode de réalisation de l'invention dans lequel les secondes extrémités des languettes 70, 72 sont fixées respectivement sur les couronnes composites céramiques externe 78a et interne 78b par un simple boulonnage (mais un sertissage comme illustré sur la vue partielle de la figure 1B serait aussi envisageable). La couronne métallique 66a, 66b reliant entre elles les premières extrémités 62, 64 des languettes est quant à elle de préférence prise entre des brides de liaison existantes entre les parties amont et aval des enveloppes annulaires interne 14 et externe 12 et maintenues fixement par les premiers moyens de fixation 52, 68 qui de préférence sont aussi de type boulon. On notera la présence de rondelles en matériau composite céramique 74a; 76a pour permettre de « noyer » les têtes coniques des vis des boulons formant les seconds moyens de fixation 74 ; 76.

[0018] Dans une variante illustrée à la figure 2, la couronne métallique 66a reliant entre elles par soudage (ou brasage) les premières extrémités 62 des languettes de fixation 58 de la paroi axiale externe de la chambre de combustion 26 n'est plus montée entre brides mais elle même soudées (ou brasées) au niveau d'un détrompeur 106 solidaire de l'enveloppe annulaire externe 12.

[0019] Dans une autre variante illustrée à la figure 3, la couronne métallique 66b reliant entre elles par soudage (ou brasage) les premières extrémités 64 des languettes de fixation 60 de la paroi axiale interne de la chambre de combustion 28 n'est plus montée entre brides mais simplement fixée directement à l'enveloppe annulaire interne 14 par des moyens de fixation 108, par exemple de type boulon.

[0020] L'étanchéité de la veine de gaz entre la chambre de combustion 24 et le distributeur 42 est assurée par un joint circulaire « à lamelles » 80, 82 monté dans une rainure 84, 86 de chacune des plates-formes externe 46 et interne 48 du distributeur et qui vient s'appuyer directement sur une partie de la couronne composite céramique 78a ; 78b formant un plan d'appui pour ce joint circulaire d'étanchéité. Cette partie peut être une partie d'extrémité de la couronne. Le joint est maintenu en appui contre cette partie d'extrémité de la couronne composite ou toute autre partie au moyen d'un élément élastique, de type ressort circulaire à lames 92, 94, fixé sur le distributeur. Par cette disposition, il est assuré une parfaite étanchéité de la veine chaude entre la chambre de combustion 24 et le distributeur 42.

[0021] Quant à l'étanchéité des flux d'écoulement de gaz entre la chambre de combustion et la turbine, il est

réalisé d'une part par un joint circulaire d'étanchéité de type « oméga » 96 monté dans une rainure circulaire 98 d'une bride de l'enveloppe annulaire interne 14 en contact direct avec la plate-forme circulaire interne 48 du distributeur et d'autre part par un autre joint circulaire « à lamelles » 100 monté dans une gorge circulaire 102 de la plate-forme circulaire externe du distributeur 46 et dont une extrémité est en contact direct avec un béquet circulaire 104 de la partie aval 12b de l'enveloppe annulaire externe.

[0022] Dans toutes les configurations précitées, la souplesse des languettes de fixation permet de supporter l'écart de dilatation thermique apparaissant aux températures élevées entre la chambre de combustion en matériau composite et les enveloppes annulaires métalliques tout en assurant le maintien et le positionnement de la chambre.

20 Revendications

1. Turbomachine comportant, dans des enveloppes annulaires interne et externe en matériau métallique (12, 14) et selon un sens F d'écoulement des gaz, un ensemble d'injection d'un carburant (20, 22), une chambre de combustion annulaire en matériau composite (24) ayant un axe longitudinal (10), et un distributeur annulaire en matériau métallique (42) formant l'étage d'entrée à aubes fixes (44) d'une turbine haute pression, ladite chambre de combustion en matériau composite étant maintenue en position entre lesdites enveloppes annulaires métalliques interne et externe par une pluralité de languettes métalliques souples (58, 60), des premières extrémités (62, 64) desdites languettes étant reliées entre elles par une couronne métallique (66a, 66b) fixée solidairement à une desdites enveloppes annulaires métalliques interne et externe (12, 14) par des premiers moyens de fixation (52 ; 68, 108), **caractérisée en ce que** des secondes extrémités (70, 72) desdites languettes sont fixées par des seconds moyens de fixation (74, 76) sur une couronne en matériau composite (78a, 78b) fixée solidairement à ladite chambre de combustion en matériau composite (26, 28), la souplesse desdites languettes de fixation métalliques permettant à des températures élevées une libre dilatation radiale de ladite chambre de combustion en matériau composite par rapport auxdites enveloppes annulaires métalliques.
2. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** lesdits premiers et seconds moyens de fixation sont constitués par une pluralité de boulons.
3. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que**, chacune desdites enveloppes annulaires métalliques étant formées en deux parties

(12a, 12b ; 14a, 14b), ladite couronne métallique reliant entre elles lesdites premières extrémités desdites languettes de fixation métalliques est montée entre des brides de liaison de ces deux parties.

4. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** ladite couronne métallique reliant entre elles lesdites premières extrémités desdites languettes de fixation métalliques est fixée directement à ladite enveloppe annulaire par des moyens de fixation (108). 5
5. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** lesdites premières extrémités des languettes de fixation métalliques sont fixées par brasage ou soudage à ladite couronne métallique. 10
6. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** lesdites premières extrémités des languettes de fixation métalliques forment une pièce unique avec ladite couronne métallique. 15
7. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** ladite couronne composite est brasée sur une extrémité aval (88, 90) de la chambre de combustion. 20
8. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** ladite couronne composite est cousue sur une extrémité aval (88, 90) de la chambre de combustion. 25
9. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** ladite couronne composite est implantée sur une extrémité aval (88, 90) de la chambre de combustion. 30
10. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** ladite couronne composite comporte une partie déterminée formant un plan d'appui pour un joint d'étanchéité (80, 82) assurant l'étanchéité de la veine de gaz entre ladite chambre de combustion et ledit distributeur. 35
11. Turbomachine selon la revendication 10, **caractérisée en ce que** ladite partie déterminée est une partie d'extrémité de ladite couronne composite. 40
12. Turbomachine selon la revendication 10, **caractérisée en ce que** ledit joint d'étanchéité est du type joint circulaire « à lamelles » (80, 82). 45

Claims

1. A turbomachine comprising inner and outer annular shells (12, 14) of metal material containing in a gas flow direction F: a fuel injector assembly (20, 22), an

annular combustion chamber (24) of composite material and having a longitudinal axis (10), and an annular nozzle (42) of metal material and forming the fixed-blade inset stage (44) of a high pressure turbine, said composite material combustion chamber being held in position between said inner and outer metal annular shells by a plurality of flexible metal tongues (58, 60), first ends (62, 64) of said tongues being interconnected by a metal ring (66a, 66b) fixed securely to one of said inner and outer metal annular shells (12, 14) by first fixing means (52, 68, 108), the turbomachine being **characterized in that** second ends (70, 72) of said tongues are fixed by second fixing means (74, 76) on a ring (78a, 78b) of composite material fixed securely to said composite material combustion chamber (26, 28), the flexibility of said metal fixing tongues allowing expansion to take place freely in a radial direction at high temperature between said composite material combustion chamber and said annular shells.

2. A turbomachine according to claim 1, **characterized in that** said first and second fixing means are constituted by a plurality of bolts.
3. A turbomachine according to claim 1, **characterized in that** each of said metal annular shells is made up of two portions (12a, 12b, 14a, 14b), and said metal ring interconnecting said first ends of said metal fixing tongues is mounted between the connection flanges of said two portions.
4. A turbomachine according to claim 1, **characterized in that** said metal ring interconnecting said first ends of said metal fixing tongues is fixed directly to said annular shell by fixing means (108).
5. A turbomachine according to claim 1, **characterized in that** said first ends of the metal fixing tongues are fixed by brazing or welding to said metal ring.
6. A turbomachine according to claim 1, **characterized in that** said first ends of the metal fixing tongues are integrally formed with said metal ring.
7. A turbomachine according to claim 1, **characterized in that** said composite ring is brazed onto a downstream end (88, 90) of the combustion chamber.
8. A turbomachine according to claim 1, **characterized in that** said composite ring is sewn onto a downstream end (88, 90) of the combustion chamber.
9. A turbomachine according to claim 1, **characterized in that** said composite ring is implanted on a downstream end (88, 90) of the combustion chamber.
10. A turbomachine according to claim 1, **characterized**

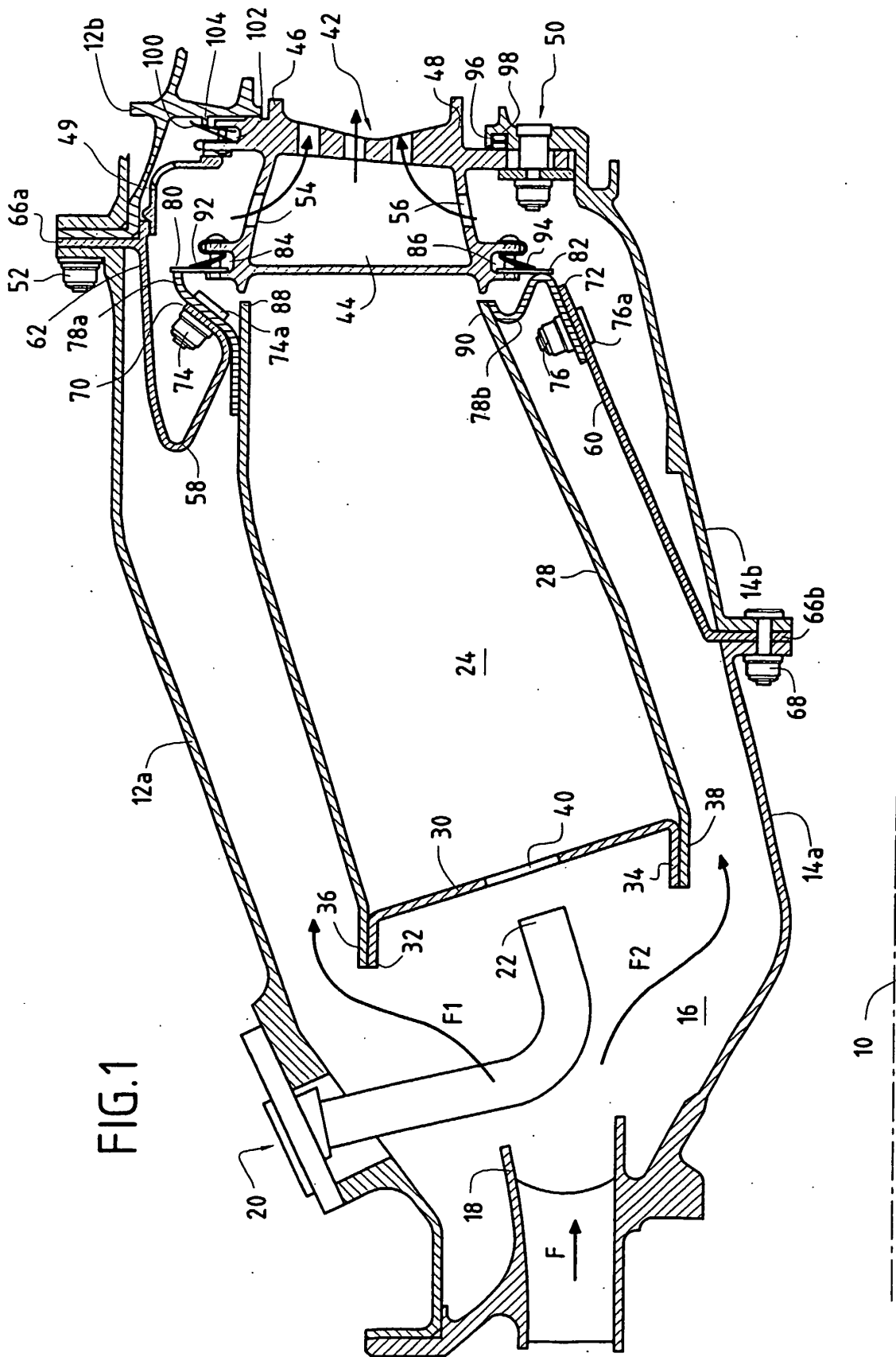
in that said composite ring includes a determined portion forming a bearing plane for a sealing gasket (80, 82) ensuring that the stream of gas between said combustion chamber and said nozzle is sealed.

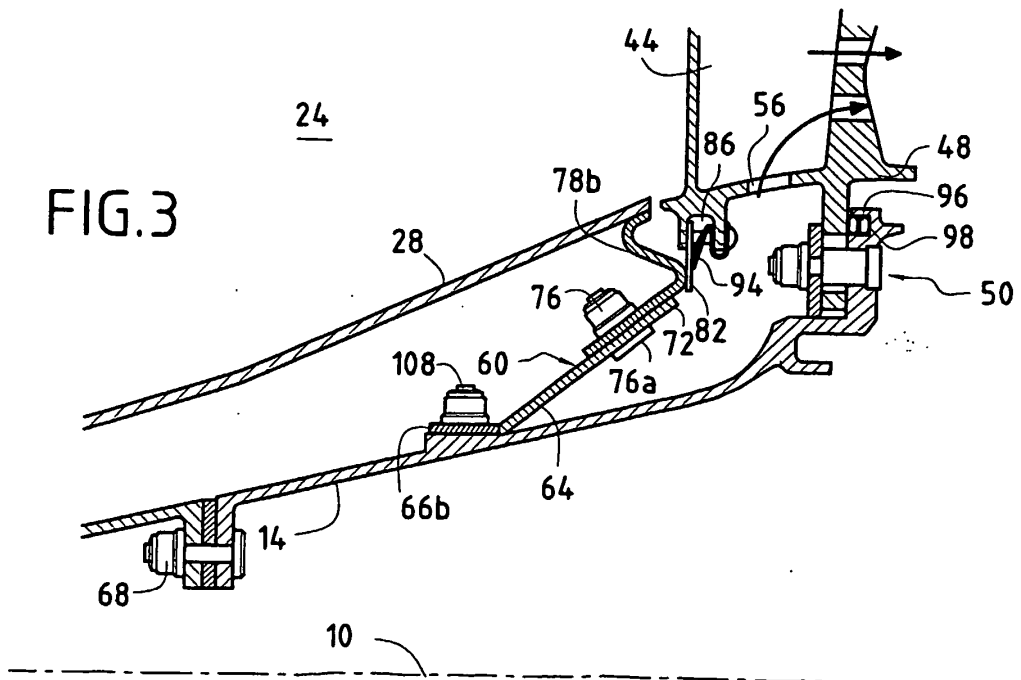
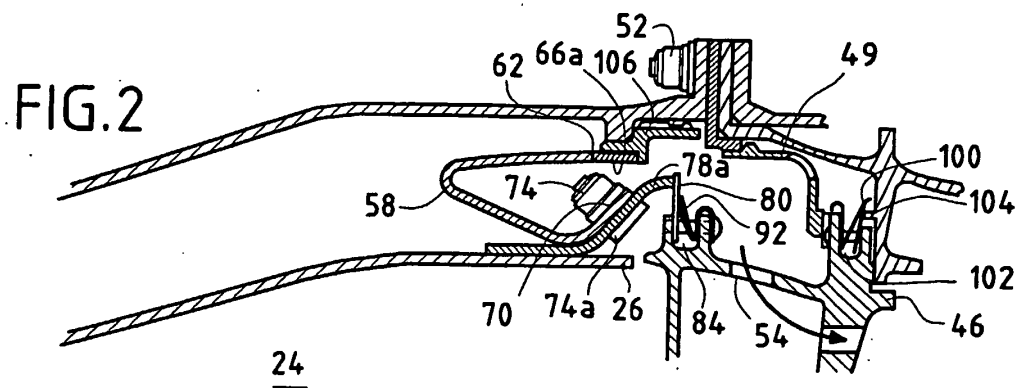
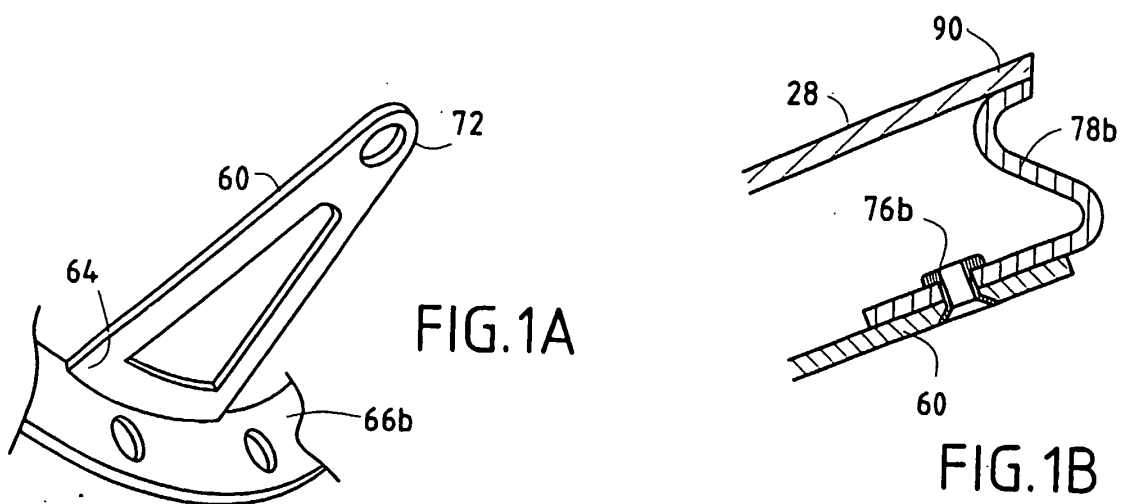
11. A turbomachine according to claim 10, **characterized in that** said determined portion is an end portion of said composite ring.
12. A turbomachine according to claim 10, **characterized in that** said sealing element is of the circular spring blade gasket type (80, 82).

Patentansprüche

1. Turbomaschine, die - in einem ringförmigen Innen- und einem ringförmigen Außengehäuse aus metallischem Material (12, 14) und entlang einer Strömungsrichtung F der Gase - eine Einheit zum Einspritzen eines Treibstoffs (20, 22), eine ringförmige Brennkammer aus Verbundwerkstoff (24) mit einer Längsachse (10) sowie ein ringförmiges Leitrad aus metallischem Material (42), welches die Eintrittsstufe mit Leitschaufeln (44) einer Hochdruckturbine bildet, umfaßt, wobei die Brennkammer aus Verbundwerkstoff zwischen dem ringförmigen Metallinnengehäuse und dem ringförmigen Metallaußengehäuse durch eine Vielzahl von flexiblen Metallzungen (58, 60) in Position gehalten ist, wobei erste Enden (62, 64) der Zungen durch einen Metallkranz (66a, 66b), der mit einem der ringförmigen metallischen Innen- und Außengehäuse (12, 14) durch erste Befestigungsmittel (52; 68, 108) fest verbunden ist, untereinander verbunden sind, **dadurch gekennzeichnet, daß** zweite Enden (70, 72) der Zungen durch zweite Befestigungsmittel (74, 76) an einem Kranz aus Verbundwerkstoff (78a, 78b), der mit der Brennkammer aus Verbundwerkstoff (26, 28) fest verbunden ist, befestigt sind, wobei die Flexibilität der metallischen Befestigungszungen bei hohen Temperaturen eine freie radiale Ausdehnung der Brennkammer aus Verbundwerkstoff gegenüber den ringförmigen Metallgehäusen ermöglicht.
2. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** die ersten und zweiten Befestigungsmittel von einer Vielzahl von Bolzen gebildet sind.
3. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** - da ein jedes der ringförmigen Metallgehäuse aus zwei Teilen (12a, 12b; 14a, 14b) besteht - der Metallkranz, welcher die ersten Enden der metallischen Befestigungszungen untereinander verbindet, zwischen Verbindungsflanschen dieser beiden Teile angebracht ist.

4. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** der Metallkranz, welcher die ersten Enden der metallischen Befestigungszungen untereinander verbindet, durch Befestigungsmittel (108) direkt an dem ringförmige Gehäuse befestigt ist.
5. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** die ersten Enden der metallischen Befestigungszungen an dem Metallkranz festgelötet oder festgeschweißt sind.
6. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** die ersten Enden der metallischen Befestigungszungen mit dem Metallkranz ein einziges Teil bilden.
7. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** der Verbundkranz an einem stromabwärtigen Ende (88, 90) der Brennkammer angelötet ist.
8. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** der Verbundkranz an einem stromabwärtigen Ende (88, 90) der Brennkammer angenäht ist.
9. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** der Verbundkranz an einem stromabwärtigen Ende (88, 90) der Brennkammer eingesetzt ist.
10. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** der Verbundkranz einen bestimmten Teil aufweist, der eine Auflageebene für eine Dichtung (80, 82) bildet, welche die Dichtigkeit des Gaskanals zwischen der Brennkammer und dem Leitrad sicherstellt.
11. Turbomaschine nach Anspruch 10, **dadurch gekennzeichnet, daß** der bestimmte Teil ein Endteil des Verbundkranzes ist.
12. Turbomaschine nach Anspruch 10, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Dichtung vom Typ "Lamellen"-Runddichtung (80, 82) ist.





RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

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

Documents brevets cités dans la description

- GB 1570875 A [0001]