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

(11) EP 1 265 032 B1

(12) **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention de la délivrance du brevet:
06.10.2004 Bulletin 2004/41

(51) Int Cl.[7]: **F23R 3/60**, F23R 3/50, F23R 3/00

(21) Numéro de dépôt: **02291361.0**

(22) Date de dépôt: **04.06.2002**

(54) **Architecture de chambre de combustion de turbomachine en matériau à matrice céramique**

Gasturbinenbrennkammer aus Verbundwerkstoff mit keramischer Matrix

Ceramic matrix composite material gas turbine combustion chamber

(84) Etats contractants désignés:
DE FR GB

(30) Priorité: **06.06.2001 FR 0107360**

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

(73) Titulaire: **Snecma Moteurs**
75015 Paris (FR)

(72) Inventeurs:
- **Forestier, Alexandre**
77350 Boissise-la-Bertrand (FR)
- **Hernandez, Didier**
77720 Quiers (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- 1 152 191
US-A- 3 965 066
US-A- 5 291 732

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 1 265 032 B1

Printed by Jouve, 75001 PARIS (FR)

Description

Domaine de l'invention

[0001] La présente invention se rapporte au domaine des turbomachines et plus particulièrement elle concerne l'interface entre la turbine haute pression et la chambre de combustion de turboréacteurs munis d'une chambre de combustion en CMC (composite à matrice céramique).

Art antérieur

[0002] Classiquement, dans une turbomachine, la turbine haute pression, notamment son distributeur d'entrée (HPT nozzle), la chambre de combustion ainsi que le carter (dit aussi enveloppe) de cette chambre sont réalisés dans un même matériau, généralement de type 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, comme le montre le brevet US-A-5 291 732. Toutefois, les difficultés de mise en oeuvre de ces matériaux et leur coût 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 le carter restant alors réalisés 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 d'interface au niveau du distributeur, en entrée de la turbine haute pression, et de liaison avec le carter de la chambre.

Objet et définition de l'invention

[0003] La présente invention pallie ces inconvénients en proposant une liaison carter-chambre 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 une structure de forme simple et dont la fabrication soit particulièrement aisée.

[0004] Ces buts sont atteints par une turbomachine comportant, dans une enveloppe en matériau métallique et selon un sens F d'écoulement des gaz, un ensemble d'injection d'un carburant, une chambre de combustion en matériau composite et un distributeur en matériau métallique formant l'étage d'entrée à aubes fixes d'une turbine haute pression, et ledit distributeur étant supporté par ladite enveloppe et fixé à celle-ci par des premiers moyens de fixation amovibles, caractérisée en ce que ladite chambre de combustion est montée flottante dans ladite enveloppe et maintenue en position par le seul dit distributeur auquel elle est fixée de façon élastique par des seconds moyens de fixation amovibles.

[0005] Par ce rattachement direct (intégration) de la chambre de combustion au distributeur, sans liaison avec l'enveloppe, on simplifie notablement la fabrication de cette chambre tout en améliorant particulièrement l'étanchéité chambre-distributeur. En outre, le parfait alignement de la veine qui en résulte en fonctionnement permet une meilleure alimentation de la turbine haute pression. La suppression des habituelles brides de la chambre de combustion (pour la liaison à l'enveloppe) procure de plus un gain de masse appréciable pour cette chambre et donc pour la turbomachine.

[0006] L'intégration du distributeur sur la chambre reportant les problèmes de déplacement relatif entre cette dernière et l'enveloppe au niveau du distributeur, il est prévu que les premiers moyens de fixation amovibles sont adaptés pour permettre une libre dilatation radiale dudit distributeur par rapport à ladite enveloppe.

[0007] Selon un mode de réalisation préférentiel, lesdits seconds moyens de fixation amovibles comportent d'une part des premiers moyens de maintien pour maintenir par pincement une paroi axiale interne d'extrémité de ladite chambre de combustion entre une plate-forme circulaire interne du distributeur et une bride servant de support à une paroi annulaire interne de ladite enveloppe et des seconds moyens de maintien pour maintenir avec une précontrainte élastique une paroi axiale externe d'extrémité de ladite chambre de combustion sur une plate-forme circulaire externe du distributeur.

[0008] De préférence, la bride support est sectorisée pour compenser les écarts géométriques circonférenciels résultant de la dilatation différentielle existant aux températures élevées entre ladite plate-forme circulaire interne du distributeur et ladite paroi axiale interne de la chambre de combustion. Cette bride support est montée entre une bride de ladite paroi annulaire interne de l'enveloppe et une virole en matériau métallique maintenue contre cette bride par lesdits premiers moyens de fixation amovibles.

[0009] Avantageusement, lesdits premiers moyens de fixation amovibles comportent une pluralité de boulons dont chacun des axes de vis qui traverse un trou oblong correspondant de ladite bride support est muni d'un épaulement sur lequel est mis en appui ladite virole de façon à permettre un coulissement de ladite bride support entre ladite virole et ladite bride de la paroi annulaire interne de l'enveloppe.

[0010] Pour assurer l'étanchéité de la turbomachine, ladite bride de la paroi annulaire interne de l'enveloppe comporte une rainure circulaire pour recevoir un joint circulaire d'étanchéité de type « oméga » destiné à assurer l'étanchéité entre cette dite bride de la paroi annulaire interne de l'enveloppe et ladite bride support. De même, une virole en matériau composite avantageusement brasée sur ladite paroi externe d'extrémité de la chambre de combustion est maintenue avec une pré-

contrainte élastique contre ladite plate-forme circulaire externe du distributeur par les seconds moyens de maintien, ladite virole comportant une rainure circulaire pour recevoir un joint circulaire d'étanchéité de type « oméga » destiné à assurer l'étanchéité entre ladite paroi externe d'extrémité de la chambre de combustion et ladite plate-forme circulaire externe du distributeur.

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 partie centrale d'une turbomachine,
- la figure 2 montre en perspective détaillée la liaison turbine haute pression - chambre de combustion au niveau de la plate-forme interne du distributeur,
- la figure 3 montre en perspective détaillée la liaison turbine haute pression - chambre de combustion au niveau de la plate-forme externe du distributeur, et
- la figure 4 est une vue selon IV de la figure 1.

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 comportant une paroi annulaire externe (ou carter externe) 12 en matériau métallique, d'axe longitudinal 10, et une paroi annulaire interne (ou carter interne) coaxiale 14 également en matériau métallique,
- un espace annulaire 16 compris entre les deux parois annulaires 12, 14 de cette enveloppe 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,

[0013] 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 et régulièrement répartis autour du conduit 18 et comportant chacun une buse d'injection de carburant 22 fixée sur l'enveloppe annulaire externe 12 (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 en matériau composite haute température 24, 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 des boulons métalliques ou réfractaires à vis à tête conique), sur des extrémités amont 36, 38 des parois axiales 26, 28, ce fond de la chambre 30 étant pourvu d'orifices 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. Le distributeur repose sur des moyens support 49 solidaire de l'enveloppe annulaire de la turbomachine et est il fixé à celle-ci par des premiers moyens de fixation amovibles constitués de préférence par une pluralité de boulons 50.

[0014] Selon l'invention, la chambre de combustion est montée flottante dans l'enveloppe annulaire et maintenue en position par le seul distributeur auquel elle est fixée de façon élastique par des seconds moyens de fixation amovibles qui comportent d'une part des premiers moyens de maintien 52 pour maintenir par pincement une paroi axiale interne d'extrémité 54 de la chambre de combustion (opposée à l'extrémité amont 38) entre la plate-forme circulaire interne du distributeur 48 et une bride 56 servant de support à l'enveloppe annulaire interne 14 et des seconds moyens de maintien 58 pour maintenir avec une précontrainte élastique 60 une paroi axiale externe d'extrémité 62 de ladite chambre de combustion (opposée à l'extrémité amont 36) sur la plate-forme circulaire externe du distributeur 46. La bride support 56 est montée entre une bride 64 de l'enveloppe annulaire interne 14 et une virole en matériau métallique 66 maintenue contre cette bride par les premiers moyens de fixation amovibles 50.

[0015] Des orifices de passage 68, 70 pour le passage du comburant comprimé préalablement séparé, en sortie du conduit de diffusion 18, en au moins deux flux distincts F1, F2 s'écoulant de part et d'autre de la chambre de combustion 24 (et assurant notamment son refroidissement), sont ménagés dans les plates-formes métalliques externe 46 et interne 48 du distributeur 42 pour assurer un refroidissement des aubes fixes 44 du distributeur en entrée du rotor de la turbine haute pression.

[0016] La chambre de combustion 24 ayant un coefficient de dilatation thermique très différent des autres pièces métalliques formant la turbomachine, notamment le distributeur 42 auquel elle est fixée et l'enveloppe annulaire 12, 14, il est prévu que les premiers moyens de fixation amovibles 50 soient adaptés pour permettre aux températures élevées une libre dilatation radiale du distributeur par rapport à l'enveloppe annulaire. Pour ce faire, la bride support 56 est percée de trous oblongs 72 destinés à coopérer avec les axes de

vis de la pluralité de boulons 50 dont un épaulement 74 sert d'appui à la virole 66 de façon à permettre un coulissement de cette bride support entre la virole et la bride 64 de l'enveloppe annulaire interne 14. En outre, cette bride est sectorisée pour compenser les écarts géométriques circonférenciels résultant de la dilatation différentielle existant à ces températures élevées entre la plate-forme circulaire interne 48 du distributeur et la paroi axiale interne 28, 54 de la chambre de combustion.

[0017] Afin d'assurer l'étanchéité des flux d'écoulement de gaz entre la chambre de combustion et la turbine, la bride de l'enveloppe annulaire interne 64 comporte une rainure circulaire 76 pour recevoir un joint circulaire d'étanchéité de type « oméga » 78 destiné à assurer l'étanchéité entre cette bride de l'enveloppe annulaire interne et la bride support 56. Ainsi, le flux de comburant comprimé en provenance du compresseur et entourant la chambre par F2 ne peut rejoindre la turbine qu'au travers des orifices 70. De même, la plate-forme circulaire externe du distributeur 46 comporte une bride 80 munie d'une gorge circulaire 82 pour recevoir un joint à lamelle 84 dont une extrémité va venir en contact avec l'enveloppe annulaire externe 12 pour assurer une étanchéité vis à vis du flux F1.

[0018] Quant à l'étanchéité entre la chambre de combustion 24 et le distributeur 42 elle est assurée entre la paroi externe d'extrémité de la chambre de combustion 62 et la plate-forme circulaire externe du distributeur 46 également au moyen d'un joint circulaire d'étanchéité de type « oméga » 86 montée dans une rainure circulaire 88 d'une virole en matériau composite 90, avantageusement brasée sur la paroi externe d'extrémité de la chambre de combustion 62, et maintenue avec une précontrainte élastique (obtenue par exemple par le ressort 60) contre la plate-forme circulaire externe du distributeur 46 par les seconds moyens de maintien 58.

Revendications

1. Turbomachine comportant, dans une enveloppe 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 en matériau composite (24) et un distributeur en matériau métallique (42) formant l'étage d'entrée à aubes fixes (44) d'une turbine haute pression, et ledit distributeur étant supporté par ladite enveloppe et fixé à celle-ci par des premiers moyens de fixation amovibles (50), **caractérisée en ce que** ladite chambre de combustion est montée flottante dans ladite enveloppe et maintenue en position par le seul dit distributeur auquel elle est fixée de façon élastique par des seconds moyens de fixation amovibles (52, 58, 60).

2. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** lesdits premiers moyens de fixation amovibles sont adaptés pour permettre une libre dilatation radiale dudit distributeur par rapport à ladite enveloppe.

3. Turbomachine selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** lesdits seconds moyens de fixation amovibles comportent d'une part des premiers moyens de maintien (52) pour maintenir par pincement une paroi axiale interne d'extrémité (54) de ladite chambre de combustion entre une plate-forme circulaire interne du distributeur (48) et une bride (56) servant de support à une paroi annulaire interne (14) de ladite enveloppe et des seconds moyens de maintien (58) pour maintenir avec une précontrainte élastique (60) une paroi axiale externe d'extrémité (62) de ladite chambre de combustion sur une plate-forme circulaire externe du distributeur (46).

4. Turbomachine selon la revendication 3, **caractérisée en ce que** ladite bride support est sectorisée pour compenser les écarts géométriques circonférenciels résultant de la dilatation différentielle existant aux températures élevées entre ladite plate-forme circulaire interne du distributeur et ladite paroi axiale interne de la chambre de combustion.

5. Turbomachine selon la revendication 3, **caractérisée en ce que** ladite bride support est montée entre une bride (64) de ladite paroi annulaire interne de l'enveloppe et une virole en matériau métallique (66) maintenue contre cette bride par lesdits premiers moyens de fixation amovibles.

6. Turbomachine selon la revendication 5, **caractérisée en ce que** lesdits premiers moyens de fixation amovibles comportent une pluralité de boulons (50) dont chacun des axes de vis qui traverse un trou oblong correspondant (72) de ladite bride support est muni d'un épaulement (74) sur lequel est mis en appui ladite virole de façon à permettre un coulissement de ladite bride support entre ladite virole et ladite bride de la paroi annulaire interne de l'enveloppe.

7. Turbomachine selon la revendication 6, **caractérisée en ce que** ladite bride de la paroi annulaire interne de l'enveloppe comporte une rainure circulaire (76) pour recevoir un joint circulaire d'étanchéité de type « oméga » (78) destiné à assurer l'étanchéité entre cette dite bride de la paroi annulaire interne de l'enveloppe et ladite bride support.

8. Turbomachine selon la revendication 3, **caractérisée en ce qu'**elle comporte en outre une virole en matériau composite (90) avantageusement brasée sur ladite paroi externe d'extrémité de la chambre de combustion et maintenue avec une précontrain-

te élastique (60) contre ladite plate-forme circulaire externe du distributeur par lesdits seconds moyens de maintien.

9. Turbomachine selon la revendication 8, **caractérisée en ce que** ladite virole comporte une rainure circulaire (88) pour recevoir un joint circulaire d'étanchéité de type « oméga » (86) destiné à assurer l'étanchéité entre ladite paroi externe d'extrémité de la chambre de combustion et ladite plateforme circulaire externe du distributeur.

Patentansprüche

1. Turbomaschine, umfassend in einer Hülle aus metallischem Material (12, 14) und entlang einer Gasabflussrichtung F eine Einspritzeinheit für einen Treibstoff (20; 22), eine Brennkammer aus Verbundmaterial (24) und einen Verteiler aus metallischem Material (42), der die Eingangsstufe mit festen Schaufeln (44) einer Hochdruckturbine bildet, wobei der Verteiler von der Hülle getragen wird und an dieser durch erste abnehmbare Befestigungsmittel (50) befestigt ist, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Brennkammer schwimmend in der Hülle angeordnet und durch den sogenannten einzigen Verteiler in Position gehalten wird, mit dem sie elastisch durch zweite abnehmbare Befestigungsmittel (52, 58, 60) verbunden ist.

2. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** die ersten abnehmbaren Befestigungsmittel derart ausgeführt sind, dass sie eine freie Radialdehnung des Verteilers in Bezug auf die Hülle ermöglichen.

3. Turbomaschine nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** die zweiten abnehmbaren Befestigungsmittel zu einem Teil erste Haltemittel (52), um durch Klemmen eine innere axiale Endwand (54) der Brennkammer zwischen einer inneren kreisförmigen Plattform des Verteilers (48) und einem Flansch (56) zu halten, der als Stütze für eine innere ringförmige Wand (14) der Hülle dient, und zweite Haltemittel (58) umfassen, um mit einer elastischen Vorspannung (60) eine äußere axiale Endwand (62) der Brennkammer auf einer äußeren kreisförmigen Plattform des Verteilers (46) zu halten.

4. Turbomaschine nach Anspruch 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stützflansch in Abschnitte unterteilt ist, um die geometrischen Umfangsabweichungen auszugleichen, die sich aus der Differentialdehnung ergeben, die bei hohen Temperaturen zwischen der inneren kreisförmigen Plattform des Verteilers und der inneren axialen Wand der Brennkammer vorhanden ist.

5. Turbomaschine nach Anspruch 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Stützflansch zwischen einem Flansch (64) der inneren ringförmigen Wand der Hülle und einem Reif aus metallischem Material (66) montiert ist, der gegen diesen Flansch durch die ersten abnehmbaren Befestigungsmittel gehalten wird.

6. Turbomaschine nach Anspruch 5, **dadurch gekennzeichnet, dass** die ersten abnehmbaren Befestigungsmittel eine Vielzahl von Bolzen (50) umfassen, wobei jede deren Schraubachsen, die durch ein entsprechendes Langloch (72) des Flansches hindurchgeführt wird, mit einem Absatz (74) versehen ist, auf dem der Reif derart abgestützt ist, dass ein Gleiten des Stützflansches zwischen dem Reif und dem Flansch der inneren ringförmigen Wand der Hülle möglich ist.

7. Turbomaschine nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Flansch der inneren ringförmigen Wand der Hülle eine kreisförmige Nut (76) umfasst, um eine kreisförmige Dichtung vom Typ "Omega" (78) aufzunehmen, die dazu bestimmt ist, die Dichtigkeit zwischen dem Flansch der inneren ringförmigen Wand der Hülle und dem Stützflansch sicher zu stellen.

8. Turbomaschine nach Anspruch 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie ferner einen Reif aus Verbundmaterial (90) umfasst, der vorzugsweise auf die äußere Endwand der Brennkammer gelötet ist und mit einer elastischen Vorspannung (60) an der äußeren kreisförmigen Plattform des Verteilers durch die zweiten Haltemittel gehalten wird.

9. Turbomaschine nach Anspruch 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Reif eine kreisförmige Nut (88) umfasst, um eine kreisförmige Dichtung vom Typ "Omega" (86) aufzunehmen, die dazu bestimmt ist, die Dichtigkeit zwischen der äußeren Endwand der Brennkammer und der äußeren kreisförmigen Plattform des Verteilers sicher zu stellen.

Claims

1. A turbomachine comprising a shell (12, 14) of metal material containing along a gas flow direction F: a fuel injection assembly (20; 22), a combustion chamber of composite material (24), and a nozzle of metal material (42) forming the fixed-blade inlet stage (44) of a high pressure turbine, said nozzle being supported by said shell and being fixed thereto by first releasable fixing means (50), **characterised in that** said combustion chamber is mounted

in floating manner inside said shell and is held in position solely by said nozzle to which it is fixed in resilient manner by second releasable fixing means (52, 58, 60).

2. A turbomachine according to claim 1, **characterised in that** said first releasable fixing means are adapted to enable said nozzle to expand freely in a radial direction relative to said shell.

3. A turbomachine according to claim 1, **characterised in that** said second releasable fixing means comprise firstly first holding means (52) for holding an inner axial wall (54) at the end of said combustion chamber clamped between an inner circular platform of the nozzle (48) and a flange (56) serving to support an inner annular wall (14) of said shell, and second holding means (58) for holding an outer axial wall (62) at the end of said combustion chamber with resilient prestress (60) against an outer circular platform of the nozzle (46).

4. A turbomachine according to claim 3, **characterised in that** said support flange is subdivided into sectors to compensate for circumferential geometrical differences that result from the differential expansions that exist at high temperatures between said inner circular platform of the nozzle and said inner axial wall of the combustion chamber.

5. A turbomachine according to claim 3, **characterised in that** said support flange is mounted between a flange (64) of said inner annular wall of the shell and a ring of metal material (66) held against said flange by said first releasable fixing means.

6. A turbomachine according to claim 5, **characterised in that** said first releasable fixing means comprise a plurality of bolts (50) with the screw shanks thereof that pass through respective corresponding oblong holes (72) of said support flange being provided with respective shoulders (74) against which said ring is caused to bear so as to enable said support flange to slide between said ring and said flange of the inner annular wall of the shell.

7. A turbomachine according to claim 6, **characterised in that** said flange of the inner annular wall of the shell has a circular groove (76) for receiving an omega type circular sealing gasket (78) for providing sealing between said flange of the inner annular wall of the shell and said support flange.

8. A turbomachine according to claim 3, **characterised in that** it further comprises a composite material ring (90) advantageously brazed to said outer wall at the end of the combustion chamber and held with resilient prestress (60) against said outer circular platform of the nozzle by said second holding means.

9. A turbomachine according to claim 8, **characterised in that** said ring has a circular groove (88) for receiving an omega type circular sealing gasket (86) for providing sealing between said outer wall at the end of the combustion chamber and said outer circular platform of the nozzle.

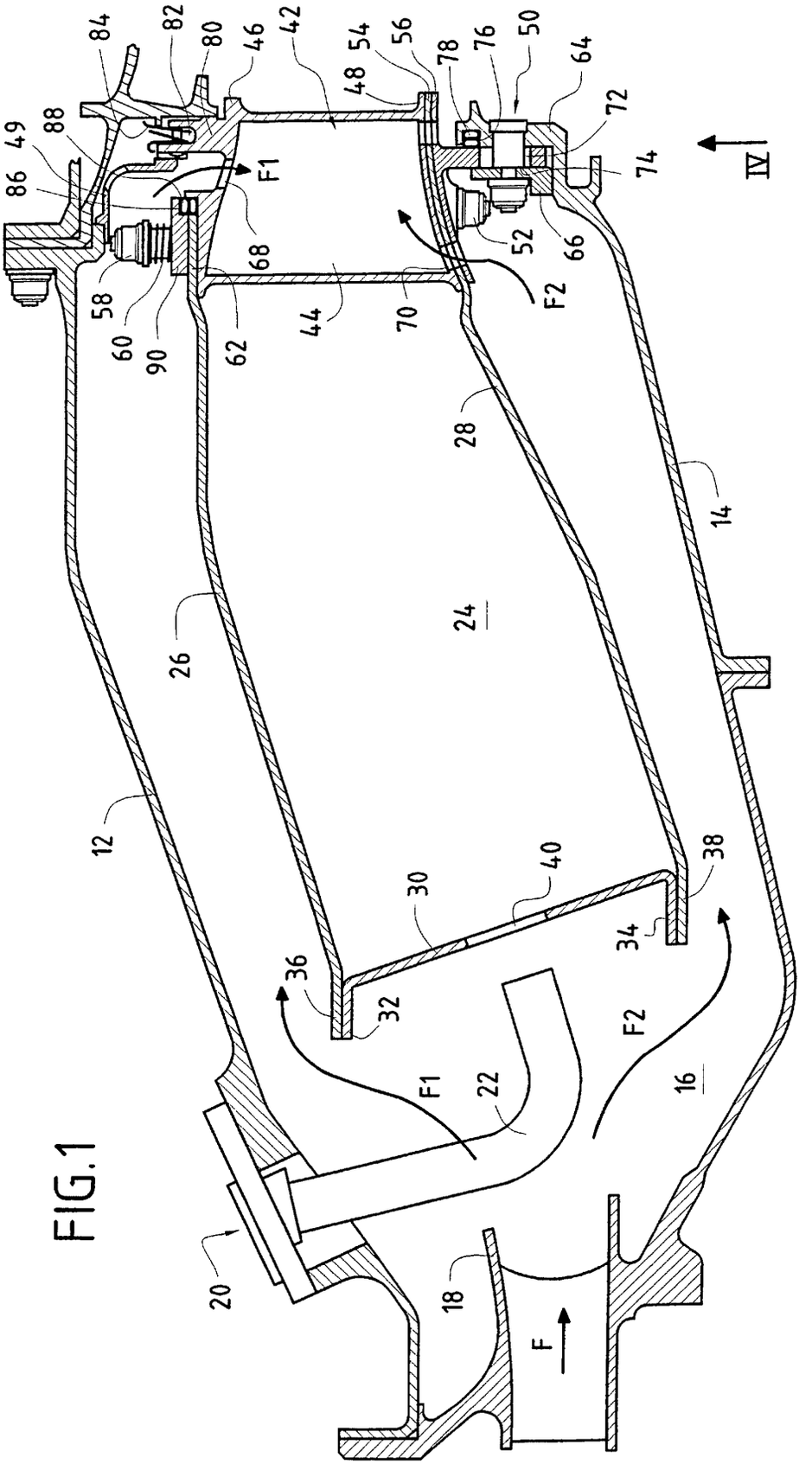

84
82
80
46
42
54
56
78
76
50
64
72
74
IV
49
88
86
F1
68
58
60
90
62
44
70
52
F2
66
28
14
24
26
12
30
40
38
34
36
32
F1
22
F2
16
10
20
18
F

FIG.1

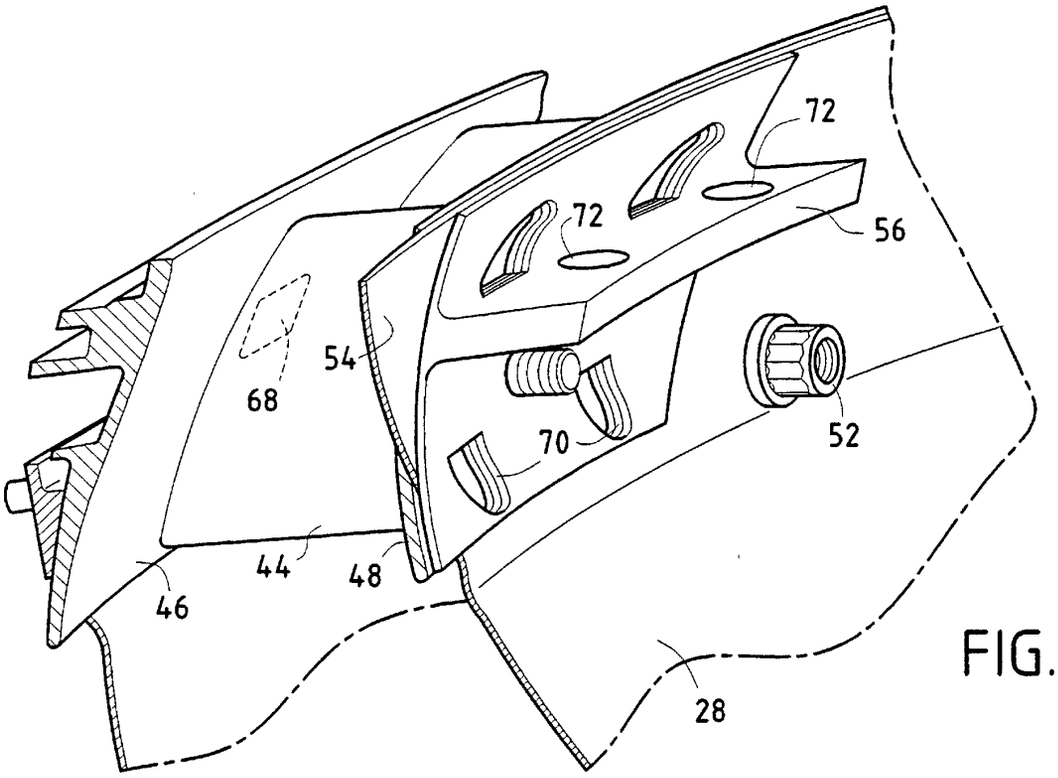


FIG.2

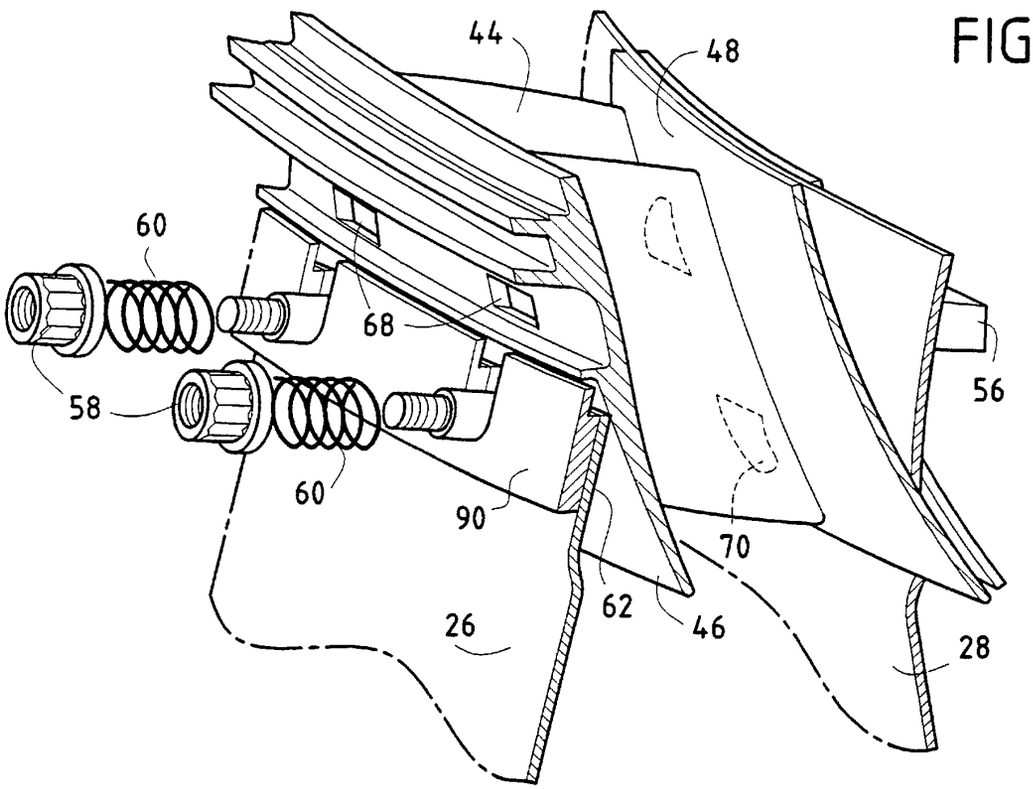


FIG.3

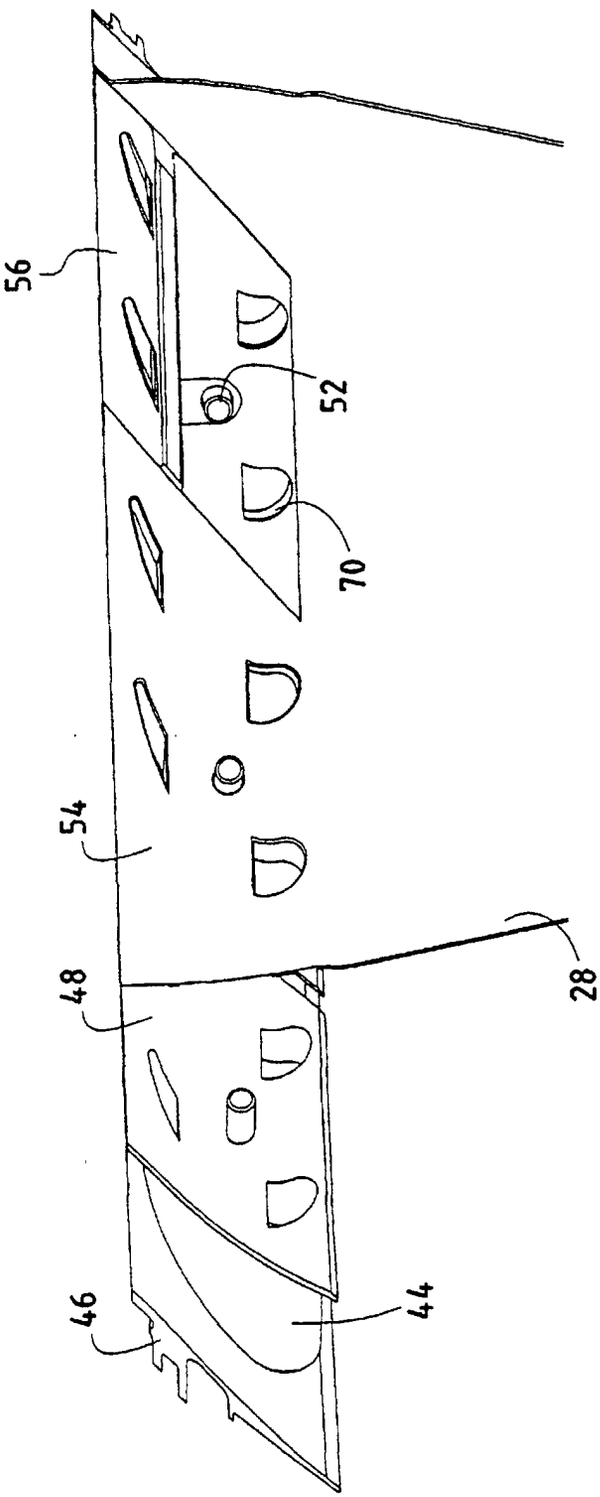


FIG.4