

(19)



(11)

EP 3 568 638 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:

31.03.2021 Bulletin 2021/13

(51) Int Cl.:

F23R 3/60 (2006.01)

(86) Numéro de dépôt international:

PCT/FR2018/050021

(21) Numéro de dépôt: **18700941.0**

(22) Date de dépôt: **04.01.2018**

(87) Numéro de publication internationale:

WO 2018/130765 (19.07.2018 Gazette 2018/29)

(54) CHAMBRE DE COMBUSTION POUR TURBOMACHINE

BRENNKAMMER FÜR EINEN TURBINENMOTOR

TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

(84) Etats contractants désignés:

**AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB
GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC MK MT NL NO
PL PT RO RS SE SI SK SM TR**

(30) Priorité: **10.01.2017 FR 1750208**

(43) Date de publication de la demande:
20.11.2019 Bulletin 2019/47

(73) Titulaire: **Safran Aircraft Engines
75015 Paris (FR)**

(72) Inventeurs:

- **BUNEL, Jacques, Marcel, Arthur
77550 Moissy-Cramayel (FR)**

- **JOORY, Dan, Ranjiv**

77550 Moissy-Cramayel (FR)

- **COMMARET, Patrice, André**

77550 Moissy-Cramayel (FR)

- **LUNEL, Romain, Nicolas**

77550 Moissy-Cramayel (FR)

(74) Mandataire: **Ernest Gutmann - Yves Plasseraud
S.A.S.**

66, rue de la Chaussée d'Antin

75009 Paris (FR)

(56) Documents cités:

EP-A1- 3 078 914

US-A- 5 353 587

US-A1- 2004 250 548

US-A1- 2008 230 997

US-A1- 2016 215 981

EP 3 568 638 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

[0001] La présente invention concerne une chambre de combustion pour turbomachine, notamment pour un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion.

[0002] Une turbomachine, en particulier une turbomachine à double corps, comporte classiquement, d'amont en aval, une soufflante, un compresseur basse pression, un compresseur haute pression, une chambre de combustion, une turbine haute pression et une turbine basse pression.

[0003] Par convention, dans la présente demande, les termes "amont" et "aval" sont définis par rapport au sens de circulation de l'air dans la turbomachine. De même, par convention dans la présente demande, les termes "intérieur" et "extérieur", "inférieur" et "supérieur" et "interne" et "externe" sont définis radialement par rapport à l'axe de la turbomachine.

[0004] Une chambre de combustion comporte classiquement une virole annulaire radialement externe, une virole annulaire radialement interne, coaxiale avec la virole radialement externe, et une paroi de fond reliant la virole radialement externe et la virole radialement interne.

[0005] La paroi de fond comporte des parties cylindriques radialement externe et interne. Par ailleurs, les viroles externe et interne comportent chacune une partie cylindrique à leur extrémité amont.

[0006] La partie cylindrique externe de la paroi de fond est fixée par boulonnage à la partie cylindrique de la virole externe. La partie cylindrique interne de la paroi de fond est fixée par boulonnage à la partie cylindrique de la virole interne.

[0007] Afin de permettre le montage de la paroi de fond entre les viroles externe et interne et du fait des tolérances dimensionnelles de fabrication, un jeu annulaire radial existe entre les parties cylindriques précitées. Après serrage des boulons et du fait du jeu précité, l'interface entre les parties cylindriques des viroles et les parties cylindriques de la paroi de fond délimite des lobes. De tels lobes entre les parties cylindriques précitées autorisent l'entrée d'air parasite dans la chambre de combustion ou la sortie de gaz de combustion hors de ladite chambre. Ceci pénalise le rendement de la chambre de combustion et peut générer un phénomène de pollution.

[0008] A titre d'exemple, ces ouvertures peuvent représenter une surface de passage d'air d'environ 300 mm², soit 3% du débit d'air total pénétrant dans la chambre de combustion.

[0009] Le document US2004 / 250548 montre une chambre de combustion selon le préambule de la revendication 1. Le document US2008 / 230997 divulgue d'autres chambres de combustion de l'art antérieur.

[0010] L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique à ce problème.

[0011] A cet effet, elle propose une chambre de combustion pour turbomachine, notamment pour un turbo-

réacteur ou un turbopropulseur d'avion, selon la revendication 1.

[0012] La chambre de combustion peut comprendre un second organe annulaire d'étanchéité, coaxial avec lesdites viroles radialement interne et externe, le second organe d'étanchéité étant intercalé radialement entre la paroi de fond et la virole radialement interne.

[0013] L'organe d'étanchéité permet de combler le jeu radial entre la paroi de fond et la virole correspondante de la chambre de combustion, afin de limiter le passage d'air aux zones d'interface précitées. On améliore ainsi les performances de la turbomachine et on limite les sources de pollution.

[0014] Chaque organe d'étanchéité peut être sectorisé et comprendre au moins deux secteurs angulaires.

[0015] De cette manière, chaque secteur angulaire peut se déformer légèrement de façon à s'adapter au diamètre réel de la zone d'interface considérée. Chaque secteur angulaire peut alors obturer de façon optimale ladite zone d'interface.

[0016] Pour chaque organe d'étanchéité, les secteurs angulaires peuvent être répartis sur la circonférence avec un jeu angulaire total entre eux compris entre 0 et 1° ou 0 et 5 mm.

[0017] Le jeu total entre les secteurs est par exemple compris entre 0 et 1° ou 0 et 5 mm, pour un diamètre d'implantation compris entre 500 et 650 mm, par exemple.

[0018] Cet écartement permet notamment d'autoriser les déformations des secteurs lors de leur conformation aux zones d'interface précitées.

[0019] La virole externe de la chambre de combustion peut comprendre une partie cylindrique entourant une partie cylindrique radialement externe de la paroi de fond, la paroi de fond pouvant comporter en outre au moins une partie cylindrique radialement interne entourant une partie cylindrique de la virole interne de la chambre de combustion, le premier organe d'étanchéité pouvant être intercalé entre la partie cylindrique de la virole externe et la partie cylindrique externe de la paroi de fond, le second organe d'étanchéité pouvant être intercalé entre la partie cylindrique de la virole interne et la partie cylindrique interne de la paroi de fond.

[0020] L'organe de protection thermique permet de protéger la paroi de fond et les éléments situés en amont de celle-ci, des fortes températures au sein de la chambre de combustion.

[0021] Le rebord radialement externe de l'organe de protection thermique peut être situé à proximité de la virole externe de la chambre, c'est-à-dire à une distance comprise entre 0,1 et 2,5 mm.

[0022] Le rebord radialement interne de l'organe de protection thermique peut être situé à proximité de la virole interne de la chambre, c'est-à-dire à une distance comprise entre 0,1 et 2,5 mm.

[0023] Chaque organe d'étanchéité peut être réalisé en alliage à base de Nickel, par exemple de type Hastelloy®, ou en alliage à base de Cobalt.

[0024] Un tel matériau est apte à résister aux contraintes thermiques en fonctionnement.

[0025] Chaque organe d'étanchéité peut présenter une épaisseur comprise entre 0,8 et 3 mm.

[0026] L'organe d'étanchéité peut être pourvu de trous de fixation, régulièrement répartis sur la circonférence.

[0027] Chaque organe d'étanchéité peut être fixé sur la paroi de fond par l'intermédiaire de moyens de fixation, tels que des vis.

[0028] Lesdites vis ou lesdits rivets peuvent être engagés dans les trous de fixation de l'organe d'étanchéité correspondant.

[0029] Dans ce cas, les vis ou les rivets peuvent d'abord être engagés dans les trous situés au niveau de la zone circonférentiellement médiane du secteur angulaire correspondant, puis progressivement dans les trous situés à proximité des extrémités circonférentielles du secteur.

[0030] Chaque secteur de l'organe d'étanchéité peut se présenter sous la forme d'une bande en forme d'arc de cercle.

[0031] L'organe de protection thermique peut se présenter sous la forme d'une tôle dont l'épaisseur est comprise entre 0,5 et 1,5 mm.

[0032] L'organe de protection thermique peut être réalisé en alliage à base de Nickel, par exemple de type Hastelloy®, ou en alliage à base de Cobalt.

[0033] L'une au moins des viroles interne et externe de la chambre de combustion peut présenter des découpes débouchant vers l'amont.

[0034] La chambre de combustion peut comporter un capot amont comportant une partie annulaire de fixation radialement externe, fixée à la virole externe de la chambre de combustion, ledit capot comportant en outre une partie annulaire de fixation radialement interne, fixée à la virole externe de la chambre de combustion.

[0035] La surface radialement interne de la virole externe peut comporter un renforcement annulaire dont l'extrémité axiale aval forme un épaulement radial annulaire, le premier organe d'étanchéité étant logé, au moins en partie, dans le renforcement, l'extrémité aval de chaque secteur angulaire du premier organe d'étanchéité étant apte à venir en appui sur l'épaulement.

[0036] Une telle caractéristique permet d'améliorer l'étanchéité au niveau de cette zone.

[0037] L'invention propose également une turbomachine, notamment un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, comportant une chambre de combustion du type précité.

[0038] L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une vue en coupe d'une turbomachine selon l'invention,
- la figure 2 est une vue de détail en coupe d'une cham-

bre de combustion de la turbomachine de la figure 1,

- la figure 3 est une vue de détail, selon une première forme de réalisation, de la jonction entre la virole radialement externe et la paroi de fond de la chambre de combustion,
- la figure 4 est une vue en perspective d'un organe d'étanchéité apte à être monté radialement entre la virole radialement externe et la paroi de fond de la chambre de combustion,
- la figure 5 est une vue de détail de l'organe d'étanchéité de la figure 4,
- la figure 6 est une vue de détail, selon une seconde variante de réalisation, de la jonction entre la virole radialement externe et la paroi de fond de la chambre de combustion,
- la figure 7 est une vue schématique en perspective, de dessus, illustrant un capot amont rapporté sur la chambre de combustion selon l'invention, et
- la figure 8 est une vue en coupe illustrant le positionnement de l'organe d'étanchéité radialement entre la paroi de fond et la virole radialement externe, selon une seconde forme de réalisation de l'invention.

[0039] On a représenté, sur la figure 1, une vue schématique en coupe d'une turbomachine 1 selon l'invention. La turbomachine 1 est de type à double corps et à double flux, et s'étend selon un axe longitudinal X.

[0040] La turbomachine 1 comprend une soufflante 2 aspirant un flux d'air qui est divisé en un flux primaire et un flux secondaire. Le flux primaire traverse une veine primaire 3 qui comporte successivement, d'amont AM en aval AV, un compresseur basse pression 4 et un compresseur haute pression 5. En sortie du compresseur haute pression 5, l'air est injecté et mélangé à un carburant dans une chambre de combustion 6. En sortie de la chambre de combustion 6, des gaz chauds traversent successivement une turbine haute pression 7 et une turbine basse pression 8 avant d'être éjectés de la turbomachine 1 par une tuyère d'éjection 9.

[0041] Le flux secondaire traverse, quant à lui, une veine secondaire 10 entourant la veine primaire 3.

[0042] Les figures 2 à 7 représentent plusieurs formes de réalisation de la chambre de combustion 6 de la turbomachine 1 selon l'invention.

[0043] En référence à la figure 2, la chambre de combustion 6 comprend une virole annulaire radialement externe 11, une virole annulaire radialement interne 12, et une paroi de fond 13 annulaire s'étendant radialement et reliant la virole radialement externe 11 et la virole radialement interne 12.

[0044] La virole externe 11 présente une forme générale tronconique s'évasant vers l'aval AV. La virole externe 11 comprend, à son extrémité amont, une partie cylindrique 14. Ladite partie cylindrique 14 comporte des trous répartis sur la circonférence. La partie cylindrique 14 comprend en outre des découpes 15 réparties sur la circonférence, lesdites découpes 15 débouchant vers l'amont AM.

[0045] La virole externe 11 comporte en outre des trous d'entrée d'air 16, également appelés trous primaires.

[0046] La virole interne 12 présente une forme générale tronconique s'évasant vers l'aval AV. La virole interne 12 comprend, à son extrémité amont, une partie cylindrique 17. Ladite partie cylindrique 17 comporte des trous répartis sur la circonférence. La partie cylindrique 17 comprend en outre des découpes réparties sur la circonférence, lesdites découpes débouchant vers l'amont AM.

[0047] La virole interne 12 comporte en outre des trous d'entrée d'air 18.

[0048] La paroi de fond 13 est annulaire et comporte une partie 19 de forme générale tronconique ou s'étendant radialement. La périphérie radialement externe de la partie tronconique ou radiale est prolongée par une partie cylindrique 20 s'étendant vers l'amont AM. La périphérie radialement interne de la partie tronconique ou radiale est prolongée par une partie cylindrique 21 s'étendant vers l'amont AM. La paroi de fond 13 comporte des ouvertures 22 réparties sur la circonférence de la partie tronconique 19. Par ailleurs, les parties cylindriques 20, 21 de la paroi de fond 13 comportent des trous de fixation 23 répartis sur la circonférence.

[0049] La chambre de combustion 6 comprend en outre un capot 24 annulaire de section en forme générale de C en coupe transversale, situé en amont AM de la paroi de fond 13. La périphérie radialement externe du capot 24 comprend une partie cylindrique 25. De même, la périphérie radialement interne du capot 24 comprend une partie cylindrique 26. La zone radialement médiane 27 du capot 24 comporte des ouvertures 28 situées axialement en regard des ouvertures 22 de la paroi de fond 13.

[0050] La partie cylindrique externe 25 du capot 24, la partie cylindrique 14 de la virole externe 11 et la partie cylindrique externe 20 de la paroi de fond 13 sont fixées les unes aux autres par l'intermédiaire de boulons 29 répartis sur la circonférence et engagés dans les trous de la partie cylindrique 14 de la virole externe et les trous de fixation 23 de la paroi de fond 13. Plus particulièrement, la partie cylindrique externe 25 du capot 24 entoure la partie cylindrique 14 de la virole externe 11, qui elle-même entoure la partie cylindrique 20 externe de la paroi de fond 13.

[0051] La partie cylindrique interne 26 du capot 24, la partie cylindrique 17 de la virole interne 12 et la partie cylindrique interne 21 de la paroi de fond 13 sont fixées les unes aux autres par l'intermédiaire de boulons 30 répartis sur la circonférence et engagés dans les trous de la partie cylindrique 17 de la virole interne 12 et les trous de fixation 23 de la paroi de fond 13. Plus particulièrement, la partie cylindrique interne 21 de la paroi de fond 13 entoure la partie cylindrique 17 de la virole interne 12, qui elle-même entoure la partie cylindrique interne 26 du capot 24.

[0052] Chaque ouverture 22 de la paroi de fond 13 sert

au montage d'un dispositif d'injection de carburant 31. Le dispositif d'injection de carburant 31 est raccordé à une canne d'injection 32 formant une conduite d'amenée de carburant, ladite canne d'injection 32 traversant l'ouverture 28 correspondante du capot 24. La structure du dispositif d'injection 31 est connue en soi et ne sera pas décrite plus en détail.

[0053] L'extrémité aval (non représentée) de la chambre de combustion 6 est fixée sur un carter externe 33. Ledit carter externe 33 comprend une paroi radialement externe 34 et une paroi radialement interne 35 reliées à leur extrémité amont. La jonction 36 entre la paroi radialement interne et la paroi externe comprend un orifice d'entrée d'air 37, permettant à l'air issu du compresseur haute pression 5 d'entrer dans le volume interne du carter externe 33. L'air traverse ainsi ledit orifice 37 puis se divise en une première partie qui traverse l'ouverture 28 du capot 24 et entre dans le dispositif d'injection de carburant 31 dans lequel il est mélangé au carburant. Une seconde partie de l'air contourne le capot 24 puis entre dans la chambre de combustion 6 par les trous 16, 18 des viroles interne 12 et externe 11.

[0054] Dans les formes de réalisation illustrées sur les figures, le carter est formé d'une seule pièce, c'est-à-dire que les parois radialement externe 34 et radialement interne 35 forment une pièce unique avec la jonction 36. Les parois 34 35 et la jonction 36 sont par exemple venues de matière. En variante, les parois 34, 35 pourraient être rapportées et fixées sur la jonction 36, les parois 34, 35 et la jonction 36 étant alors indépendantes les unes des autres.

[0055] Comme indiqué précédemment, un jeu annulaire radial existe entre les parties cylindriques 14, 17, 20, 21 précitées des viroles 11, 12 et de la paroi de fond 13, afin de permettre le montage de la paroi de fond 13 entre les viroles 11, 12 et du fait des tolérances dimensionnelles de fabrication.

[0056] Selon l'invention, la chambre de combustion 6 comprend des premier et second organes annulaires d'étanchéité 38a, 38b visant à combler ces jeux.

[0057] Le premier organe d'étanchéité 38a est intercalé radialement entre la paroi de fond 13 et la virole radialement externe 11. Le second organe d'étanchéité 38b est intercalé radialement entre la paroi de fond 13 et la virole radialement interne 12.

[0058] Hormis dans leurs dimensions, le premier organe d'étanchéité 38a et le second organe d'étanchéité 38b sont concentriques et de structures identiques.

[0059] Chaque organe annulaire d'étanchéité 38a, 38b est annulaire et formé d'au moins deux secteurs angulaires 39a, 39b (seul le premier organe d'étanchéité 38a est représenté à la figure 4), ici deux secteurs angulaires 39a, 39b. Chaque secteur 39a, 39b est courbé et présente une forme d'arc de cercle. Chaque secteur 38a, 38b comprend, sur sa circonférence, des trous de fixation 40 régulièrement répartis sur la circonférence.

[0060] Les secteurs angulaires 39a, 39b sont répartis sur la circonférence de la partie cylindrique 20 de la paroi

de fond 13 et sont écartés légèrement d'un jeu noté j l'un par rapport à l'autre, au niveau de leurs extrémités, comme cela est mieux visible à la figure 5. Le jeu angulaire total entre les secteurs est par exemple compris entre 0 et 1° ou 0 et 5 mm.

[0061] Chaque secteur 39a, 39b de chaque organe d'étanchéité 38a, 38b est par exemple réalisé en alliage à base de Nickel, par exemple de type Hastelloy®, ou en alliage à base de Cobalt. Chaque secteur 38a, 38b a par exemple une épaisseur comprise entre 0,8 et 3 mm.

[0062] Les secteurs 39a, 39b, de chaque organe d'étanchéité 38a, 38b sont fixés par des boulons (non représentés) engagés uniquement dans certains des trous de fixation 23 de la partie cylindrique 20, 21 correspondante de la paroi de fond 13 et dans les trous des secteurs 39a, 39b de l'organe d'étanchéité 38a, 38b. Les têtes de vis ou les écrous de ces boulons sont situés au niveau des découpes 15 de la virole 11, 12 correspondante.

[0063] La chambre de combustion 6 comporte en outre un organe de protection thermique 41 situé en aval AV de la paroi de fond 13, se présentant sous la forme d'une tôle annulaire. L'organe de protection 41 comporte une partie annulaire 42, de forme tronconique ou s'étendant dans un plan radial, dont les bords périphériques interne et externe sont prolongés par des rebords annulaires 43, 44 s'étendant axialement vers l'amont AM (figure 3).

[0064] Le rebord externe 43 de l'organe de protection 41 est intercalé radialement entre la partie cylindrique 14 de la virole externe 11 et la partie cylindrique externe 20 de la paroi de fond 13. Par ailleurs, le rebord externe 43 de l'organe de protection 41 est situé en aval AV du premier organe d'étanchéité 38a.

[0065] Le rebord interne de l'organe de protection 41 (non représenté sur la figure 3) est intercalé radialement entre la partie cylindrique 17 de la virole interne 12 et la partie cylindrique interne 21 de la paroi de fond 13. Par ailleurs, le rebord interne de l'organe de protection 41 est situé en aval AV du second organe d'étanchéité 38b.

[0066] En variante, les rebords 43, 44 de l'organe de protection peuvent s'étendre axialement vers l'aval AV, comme cela est représenté aux figures 2 et 6.

[0067] Comme indiqué précédemment, chaque organe d'étanchéité 38a, 38b permet de combler le jeu radial entre la paroi de fond 13 et la virole correspondante 11, 12 de la chambre de combustion 6, afin de limiter le passage d'air aux zones d'interface précitées. On améliore ainsi les performances de la turbomachine 1 et on limite les sources de pollution.

[0068] Par ailleurs, chaque secteur angulaire 39a, 39b peut se déformer légèrement de façon à s'adapter au diamètre réel de la partie cylindrique 14, 17 de la virole 11, 12 correspondante et de la partie cylindrique 20, 21 correspondante de la paroi de fond 13. Chaque secteur angulaire 39a, 39b peut alors obturer de façon optimale la zone d'interface entre la paroi de fond 13 et la virole 11, 12 correspondante.

[0069] La figure 8 représente une seconde forme de

réalisation, qui diffère de celle décrite en référence aux figures 1 à 7, en ce que la surface radialement interne 45 de la virole externe 11 comporte un renforcement annulaire 46 dont l'extrémité axiale aval forme un épaulement radial annulaire 47.

[0070] Dans cette forme de réalisation, le premier organe d'étanchéité 38a est logé, au moins en partie, dans le renforcement 46, l'extrémité aval de chaque secteur angulaire 39a, 39b du premier organe d'étanchéité 38a pouvant venir en appui sur l'épaulement 47.

[0071] On notera que l'extrémité aval de chaque secteur 39a, 39b du premier organe d'étanchéité 38a et l'épaulement 47 précité forment une chicane permettant de limiter le passage d'air entre ces éléments.

Revendications

1. Chambre de combustion (6) pour turbomachine (1), notamment pour un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, comportant :

- une virole annulaire radialement externe (11),
- une virole annulaire radialement interne (12), coaxiale avec la virole radialement externe (11),
- une paroi de fond (13) reliant la virole radialement externe (11) et la virole radialement interne (12),
- un premier organe annulaire d'étanchéité (38a), coaxial avec lesdites viroles radialement interne (12) et externe (11), le premier organe d'étanchéité (38a) étant intercalé radialement entre la paroi de fond (13) et la virole radialement externe (11), et chaque organe d'étanchéité (38a, 38b) étant sectorisé et comprenant au moins deux secteurs angulaires (39a 39b),
- un organe de protection thermique (41) situé en aval (AV) de la paroi de fond (13), **caractérisée en ce que** l'organe de protection (41) est une tôle comportant une partie annulaire (42) s'étendant radialement, dont les bords périphériques interne et externe sont prolongés par des rebords annulaires (43, 44) s'étendant axialement vers l'amont (AM), les rebords radialement externe (43) et interne (44) de l'organe de protection (41) étant intercalés radialement respectivement, entre la virole externe (11) et la paroi de fond (13), et entre la virole interne (12) et la paroi de fond (13).

2. Chambre de combustion (6) selon la revendication 1, dans laquelle elle comprend un second organe annulaire d'étanchéité (38b), coaxial avec lesdites viroles radialement interne (12) et externe (11), le second organe d'étanchéité (38b) étant intercalé radialement entre la paroi de fond (13) et la virole radialement interne (12).

3. Chambre de combustion (6) selon la revendication 2, dans laquelle, pour chaque organe d'étanchéité (38a, 38b), les secteurs angulaires (39a, 39b) sont répartis sur la circonférence avec un jeu angulaire total entre eux compris entre 0 et 1° ou 0 et 5 mm. 5
4. Chambre de combustion (6) selon l'une des revendications 1 à 3, dans laquelle la virole externe (11) de la chambre de combustion (6) comprend une partie cylindrique (14) entourant une partie cylindrique radialement externe (20) de la paroi de fond (13), la paroi de fond (13) comportant en outre au moins une partie cylindrique radialement interne (21) entourant une partie cylindrique (17) de la virole interne (12) de la chambre de combustion (6), le premier organe d'étanchéité (38a) étant intercalé entre la partie cylindrique (14) de la virole externe (11) et la partie cylindrique externe (20) de la paroi de fond (13), le second organe d'étanchéité (38b) étant intercalé entre la partie cylindrique (17) de la virole interne (12) et la partie cylindrique interne (21) de la paroi de fond (13). 10 15 20
5. Chambre de combustion (6) selon l'une des revendications 1 à 4, dans laquelle chaque organe d'étanchéité (38a, 38b) est réalisé en alliage à base de Nickel, ou en alliage à base de Cobalt. 25
6. Chambre de combustion selon l'une des revendications 1 à 5, dans laquelle chaque organe d'étanchéité (38a, 38b) présente une épaisseur comprise entre 0,8 et 3 mm. 30
7. Chambre de combustion selon l'une des revendications 1 à 6, **caractérisée en ce que** la surface radialement interne (45) de la virole externe (11) comporte un renforcement annulaire (46) dont l'extrémité axiale aval forme un épaulement radial annulaire (47), le premier organe d'étanchéité (38a) étant logé, au moins en partie, dans le renforcement (46), l'extrémité aval de chaque secteur angulaire (39a, 39b) du premier organe d'étanchéité (38a) étant apte à venir en appui sur l'épaulement (47). 35 40
8. Turbomachine (1), notamment un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, comportant une chambre de combustion (6) selon l'une des revendications 1 à 7. 45

Patentansprüche

1. Brennkammer (6) für eine Turbomaschine (1), insbesondere für das Turbostrahltriebwerk oder Turbo-prop-Triebwerk eines Flugzeugs, die folgendes umfasst: 55
 - einen radial äußeren, ringförmigen Mantel

(11),

- einen radial inneren ringförmigen Mantel (12) koaxial zum radial äußeren Mantel (11),
- eine Bodenwand (13), die den radial äußeren Mantel (11) und den radial inneren Mantel (12) miteinander verbindet,
- ein erstes ringförmiges Dichtungselement (38a) koaxial zu den radial inneren (12) und äußeren (11) Mantelringen, wobei das erste Dichtungselement (38a) radial zwischen der Bodenwand (13) und dem radial äußeren Mantel (11) angeordnet ist, und jedes Dichtungselement (38a, 38b) sektorisiert ist und mindestens zwei Winkelsektoren (39a, 39b) umfasst,
- ein Wärmeschutzelement (41), das stromabwärts (AV) der Bodenwand (13) angeordnet ist, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Schutzelement (41) ein Blech mit einem sich radial erstreckenden ringförmigen Teil (42) ist, dessen innere und äußere Umfangskanten durch ringförmige Ränder (43, 44) verlängert sind, die sich axial stromaufwärts (AM) erstrecken, wobei die radial äußeren (43) und inneren (44) Ränder des Schutzelements (41) radial zwischen dem äußeren Mantel (11) und der Bodenwand (6) bzw. zwischen dem inneren Mantel (12) und der Bodenwand (13) angeordnet sind.

2. Verbrennungskammer (6) nach Anspruch 1, die ein zweites ringförmiges Dichtungselement (38b) koaxial zu den radial inneren (12) und äußeren (11) Mantelringen umfasst, wobei das zweite Dichtungselement (38b) radial zwischen der Bodenwand (13) und dem radial inneren Mantel (12) angeordnet ist.
3. Brennkammer (6) nach Anspruch 2, in der für jedes Dichtungselement (38a, 38b) die Winkelsektoren (39a, 39b) über den Umfang verteilt sind, wobei zwischen ihnen ein Gesamtwinkelspiel zwischen 0 und 1° oder 0 und 5 mm besteht.
4. Brennkammer (6) nach einem der Ansprüche 1 bis 3, in welcher der äußere Mantelring (11) der Brennkammer (6) einen zylindrischen Teil (14) umfasst, der einen radial äußeren zylindrischen Teil (20) der Bodenwand (13) umgibt, wobei die Bodenwand (13) des Weiteren mindestens einen radial inneren zylindrischen Teil (21) umfasst, der einen zylindrischen Teil (17) des inneren Mantels (12) der Brennkammer (6) umgibt, wobei das erste Dichtungselement (38a) zwischen dem zylindrischen Teil (14) des äußeren Mantels (11) und dem äußeren zylindrischen Teil (20) der Bodenwand (13) angeordnet ist, wobei das zweite Dichtungselement (38b) zwischen dem zylindrischen Teil (17) des inneren Mantels (12) und dem inneren zylindrischen Teil (21) der Bodenwand (13) angeordnet ist.

5. Brennkammer (6) nach einem der Ansprüche 1 bis 4, in der jedes Dichtungselement (38a, 38b) aus einer Legierung auf Nickelbasis oder einer Legierung auf Kobaltbasis besteht.
6. Brennkammer (6) nach einem der Ansprüche 1 bis 5, in der jedes Dichtungselement (38a, 38b) eine Dicke zwischen 0,8 und 3 mm aufweist.
7. Brennkammer (6) nach einem der Ansprüche 1 bis 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** die radial innere Oberfläche (45) des äußeren Mantelrings (11) eine ringförmige Vertiefung (46) aufweist, deren stromabwärts gelegenes axiales Ende eine ringförmige radiale Schulter (47) bildet, wobei das erste Dichtungselement (38a) zumindest teilweise in der Vertiefung (46) aufgenommen ist und das stromabwärtige Ende jedes Winkelsektors (39a, 39b) des ersten Dichtungselements (38a) in der Lage ist, an der Schulter (47) zur Anlage zu kommen.
8. Turbomaschine (1), insbesondere Turbostrahltriebwerk oder Turboprop-Triebwerk eines Flugzeugs, mit einer Brennkammer (6) nach einem der Ansprüche 1 bis 7.

Claims

1. A combustion chamber (6) for a turbine engine (1), in particular for an aircraft turbojet engine or turboprop engine, comprising:
 - a radially outer annular shroud (11),
 - a radially inner annular shroud (12), coaxial with the radially outer shroud (11),
 - an end wall (13) connecting the radially outer shroud (11) and the radially inner shroud (12),
 - a first annular sealing member (38a), coaxial with said radially inner (12) and outer (11) shrouds, the first sealing member (38a) being radially interposed between the end wall (13) and the radially outer shroud (11), and each sealing member (38a, 38b) being sectorized and comprising at least two angular sectors (39a, 39b),
 - a thermal protection device (41) located downstream (AV) of the end wall (13), **characterised in that** the protection device (41) is a sheet having an annular part (42) extending radially, whose internal and external peripheral edges are extended by annular flanges (43, 44) extending axially upstream (AM), the radially external (43) and internal (44) flanges of the protection device (41) being radially interposed respectively, between the outer shroud (11) and the end wall (13), and between the inner shroud (12) and the end wall (13).

2. A combustion chamber (6) according to claim 1, wherein it comprises a second annular sealing member (38b), coaxial with said radially inner (12) and outer (11) shrouds, the second sealing member (38b) being radially interposed between the end wall (13) and the radially inner shroud (12).
3. A combustion chamber (6) according to claim 2, wherein, for each sealing member (38a, 38b), the angular sectors (39a, 39b) are distributed over the circumference with a total angular clearance between them between 0 and 1 ° or 0 and 5mm.
4. A combustion chamber (6) according to one of claims 1 to 3, wherein the outer shroud (11) of the combustion chamber (6) comprises a cylindrical part (14) surrounding a radially outer cylindrical part (20) of the end wall (13), the end wall (13) further comprising at least one radially inner cylindrical part (21) surrounding a cylindrical part (17) of the inner shroud (12) of the combustion chamber (6), the first sealing member (38a) being interposed between the cylindrical part (14) of the outer shroud (11) and the outer cylindrical part (20) of the end wall (13), the second sealing member (38b) being interposed between the cylindrical part (17) of the inner shroud (12) and the inner cylindrical part (21) of the end wall (13).
5. A combustion chamber (6) according to one of claims 1 to 4, wherein each sealing member (38a, 38b) is made of a nickel-based alloy or a cobalt-based alloy.
6. A combustion chamber according to one of claims 1 to 5, wherein each sealing member (38a, 38b) has a thickness between 0.8 and 3mm.
7. A combustion chamber according to one of claims 1 to 6, **characterized in that** the radially inner surface (45) of the outer shroud (11) has an annular recess (46), the downstream axial end of which forms an annular radial shoulder (47), the first sealing member (38a) being accommodated, at least in part, in the recess (46), the downstream end of each angular sector (39a, 39b) of the first sealing member (38a) being able to rest on the shoulder (47).
8. A turbine engine (1), such as an aircraft turbojet engine or turboprop engine, comprising a combustion chamber (6) according to one of claims 1 to 7.

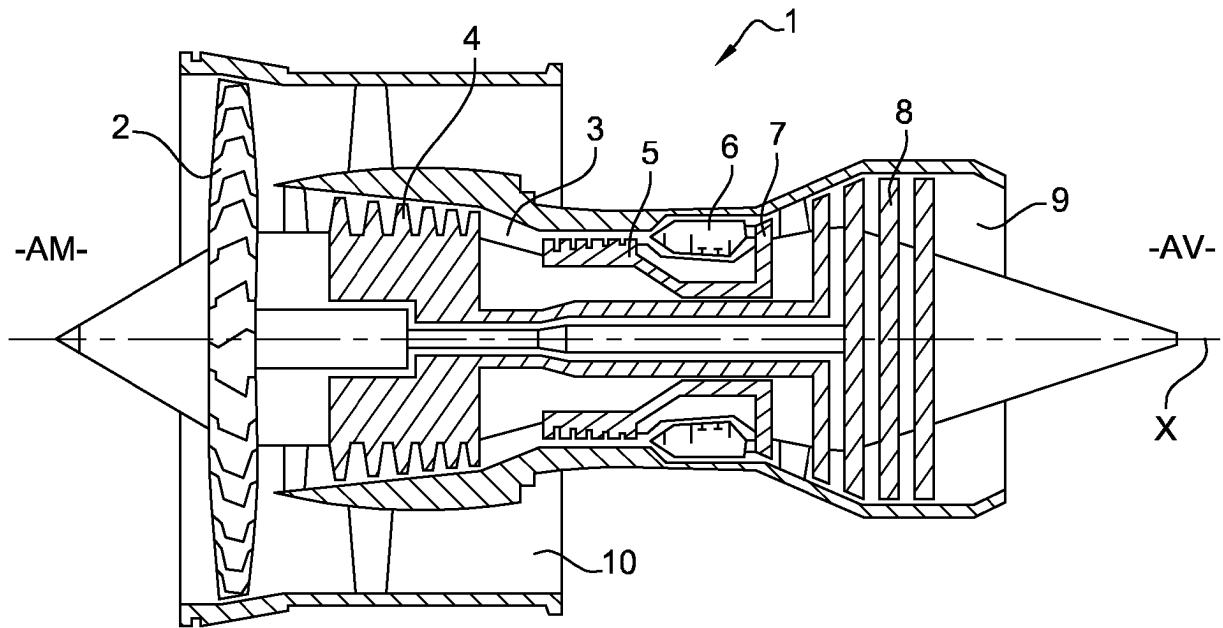


Fig. 1

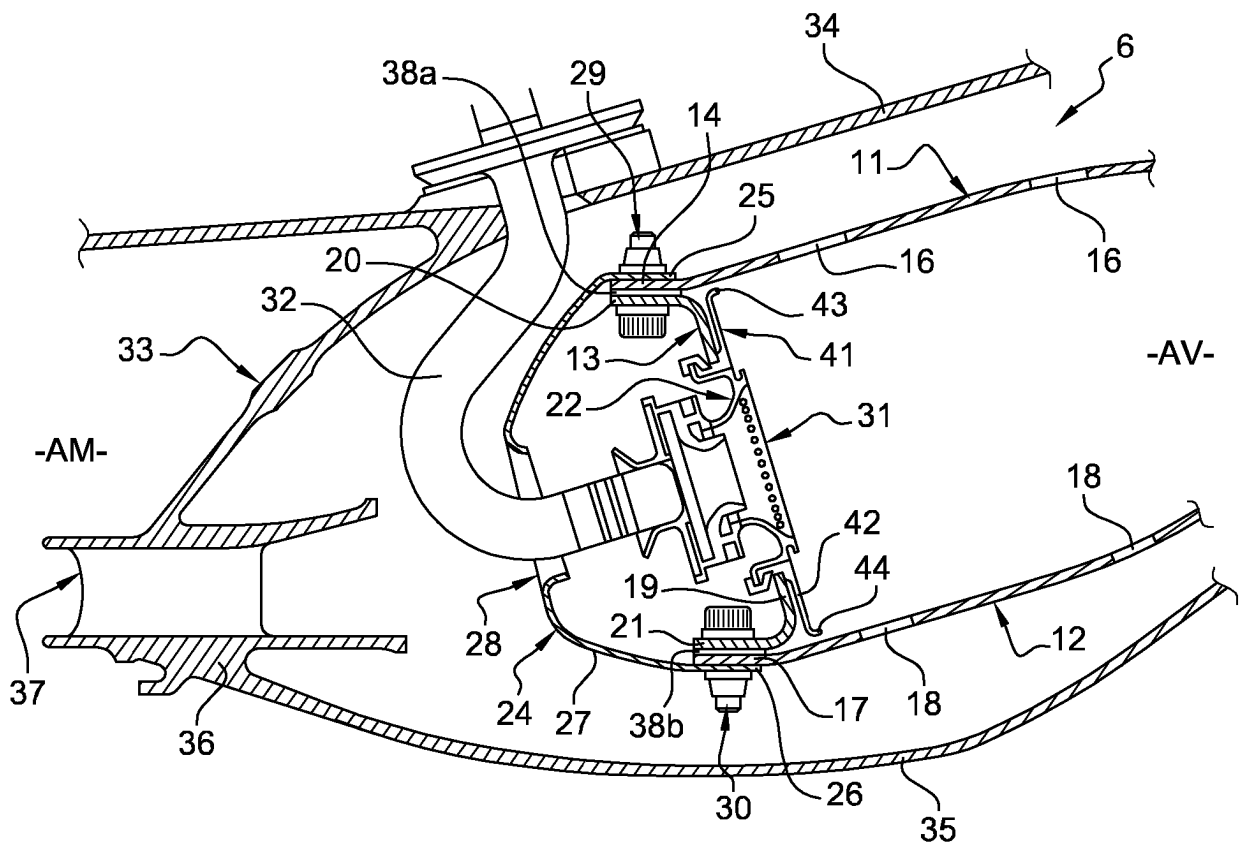


Fig. 2

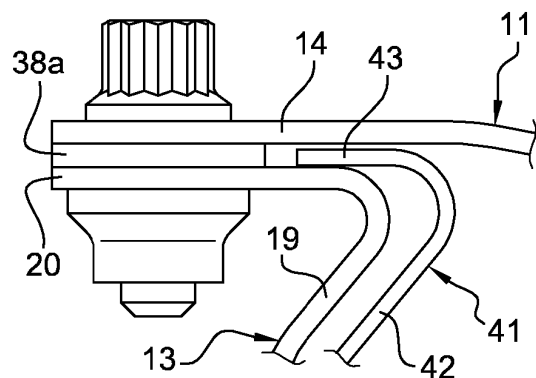


Fig. 3

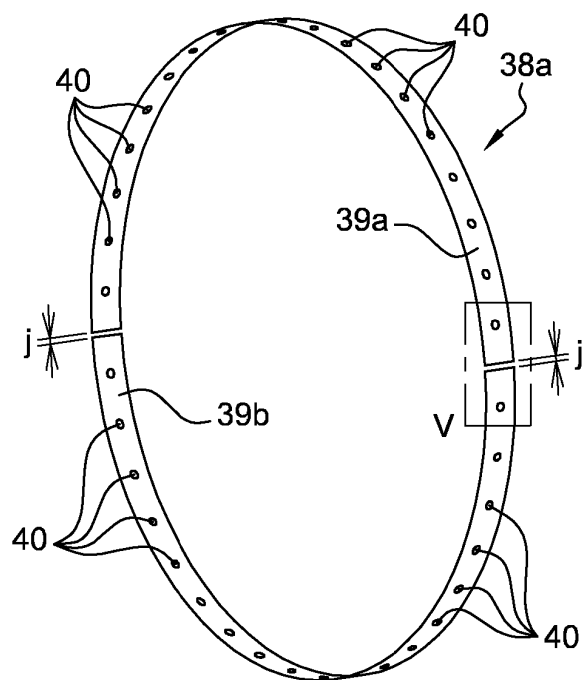


Fig. 4

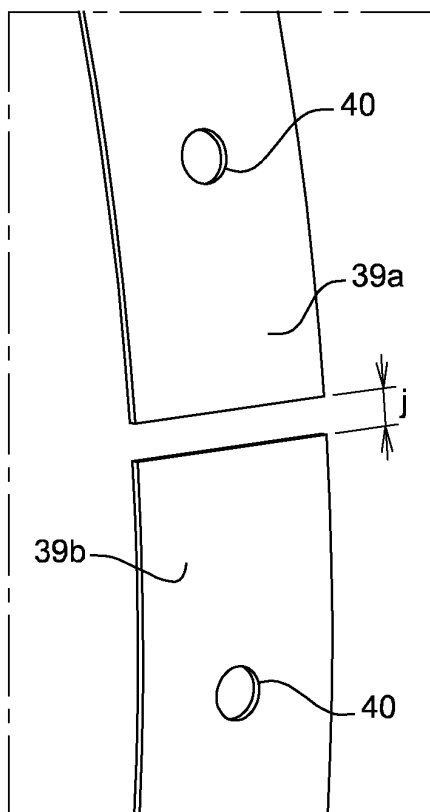


Fig. 5

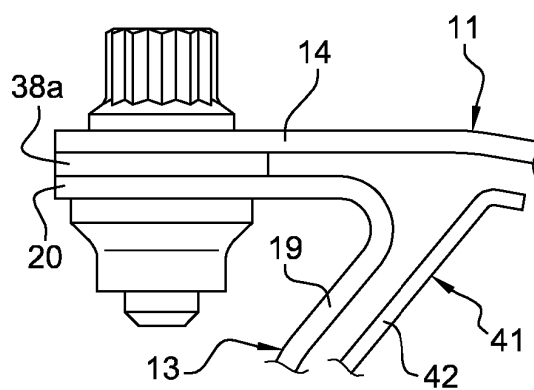


Fig. 6

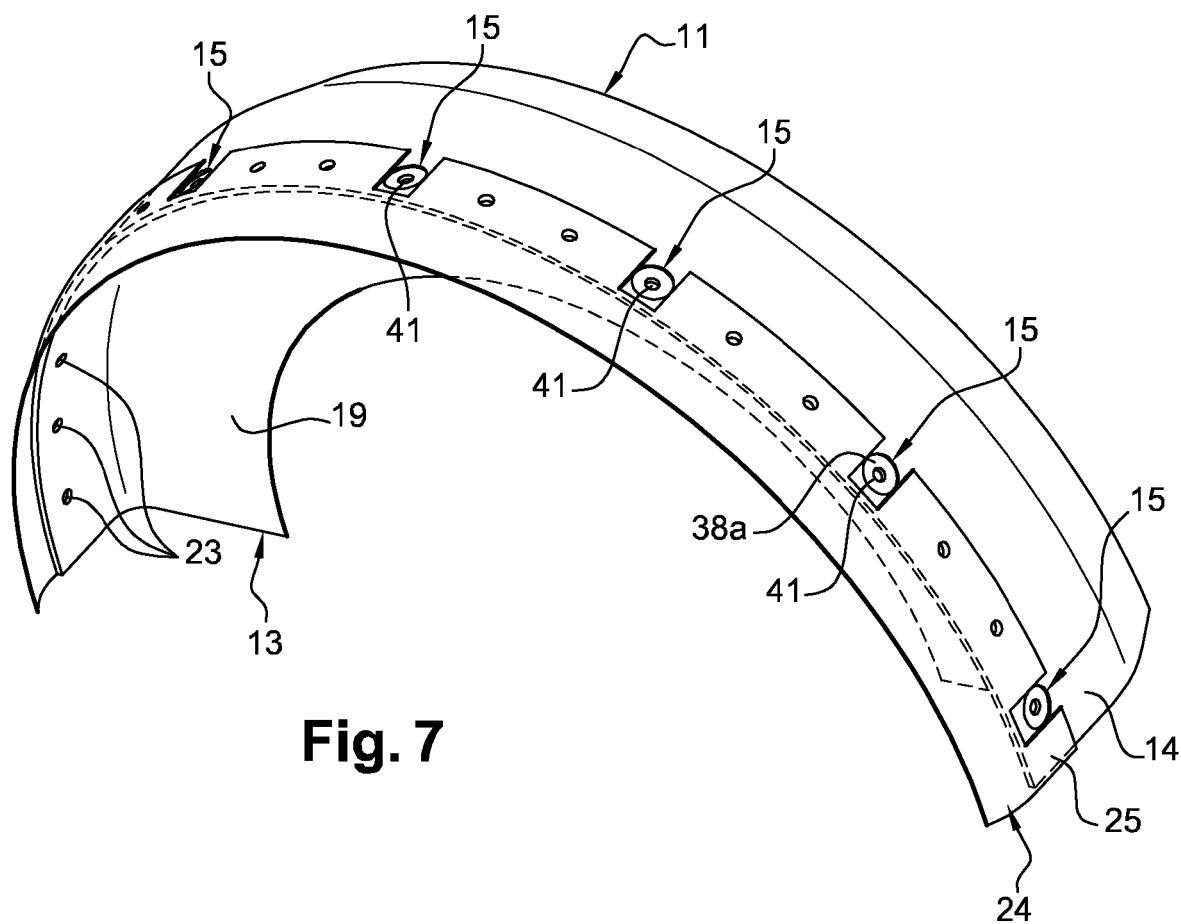


Fig. 7

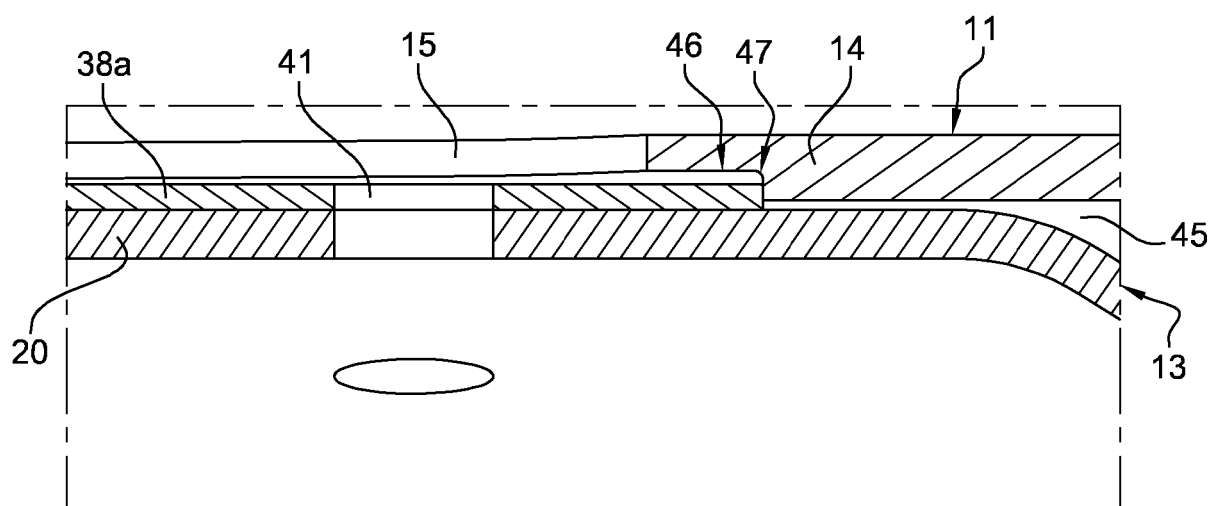


Fig. 8

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

- US 2004250548 A [0009]
- US 2008230997 A [0009]