



(11)

EP 2 488 792 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
25.03.2015 Bulletin 2015/13

(51) Int Cl.:
F23D 11/36 ^(2006.01) **F23R 3/28** ^(2006.01)
F23R 3/34 ^(2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **10779566.8**

(86) Numéro de dépôt international:
PCT/FR2010/000682

(22) Date de dépôt: **12.10.2010**

(87) Numéro de publication internationale:
WO 2011/045486 (21.04.2011 Gazette 2011/16)

(54) **INJECTEUR MULTI-POINT POUR UNE CHAMBRE DE COMBUSTION DE TURBOMACHINE**
MEHRPUNKTEINSPRITZER FÜR EINE BRENNKAMMER EINES TURBINENMOTORS
MULTI-POINT INJECTOR FOR A 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: **13.10.2009 FR 0904907**

(43) Date de publication de la demande:
22.08.2012 Bulletin 2012/34

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

(72) Inventeurs:
• **HERNANDEZ, Didier, Hippolyte**
F-77550 Moissy-cramayel Cedex (FR)

• **NOEL, Thomas, Olivier, Marie**
F-77550 Moissy-cramayel Cedex (FR)

(74) Mandataire: **Ramey, Daniel et al**
Ernest Gutmann - Yves Plasseraud S.A.S.
3, rue Auber
75009 Paris (FR)

(56) Documents cités:
EP-A1- 0 239 462 EP-A1- 1 314 933
EP-A1- 1 806 536 EP-A1- 2 026 002
FR-A1- 2 673 705

EP 2 488 792 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 un dispositif d'injection de carburant « multipoint » pour une chambre annulaire de combustion de turbomachine telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion.

[0002] De manière connue, une turbomachine comprend une chambre annulaire de combustion agencée en sortie d'un compresseur haute pression et pourvue d'une pluralité de dispositifs d'injection de carburant régulièrement répartis circonférentiellement à l'entrée de la chambre de combustion. Chaque dispositif d'injection multipoint comprend un premier venturi à l'intérieur duquel est monté un injecteur pilote centré sur l'axe du premier venturi et alimenté en permanence par un circuit pilote et un second venturi coaxial au premier venturi et entourant celui-ci. Ce second venturi comprend une chambre annulaire à son extrémité amont dans laquelle est montée une couronne annulaire alimentée en carburant par un circuit multipoint. La couronne comporte des orifices d'injection de carburant formés dans une face frontale orientée vers l'aval et vers l'extérieur du second venturi.

[0003] Le circuit pilote fournit en permanence un débit de carburant optimisé pour les bas régimes et le circuit multipoint fournit un débit de carburant intermittent optimisé pour les hauts régimes. Un tel dispositif d'injection de carburant est connu du document EP 1 806 536 de la Demanderesse.

[0004] Toutefois, l'utilisation intermittente du circuit multipoint a pour inconvénient majeur d'induire, sous l'effet des températures élevées dues au rayonnement de la flamme dans la chambre de combustion, un gommage ou une cokéfaction du carburant stagnant à l'intérieur du circuit multipoint lorsque celui-ci est coupé. Ces phénomènes peuvent entraîner une formation de coke dans la couronne et au niveau des orifices d'injection de carburant du circuit multipoint impactant la pulvérisation du carburant par le circuit multipoint et donc le fonctionnement de la chambre de combustion.

[0005] Pour réduire ce risque de cokéfaction, il est connu du document EP 2026002 de la Demanderesse d'utiliser le circuit pilote de carburant pour refroidir le circuit multipoint et y réduire la formation de coke, grâce à deux canaux annulaires formés dans la chambre annulaire radialement à l'intérieur et à l'extérieur de la couronne annulaire, ces deux canaux étant reliés en sortie à l'injecteur pilote.

[0006] Une telle configuration ne permet pas toutefois de réduire de manière suffisante les risques de cokéfaction du carburant circulant au niveau de la face frontale de la chambre annulaire qui reste fortement exposée au rayonnement thermique généré par la combustion du carburant en aval.

[0007] L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique à ce problème.

[0008] A cet effet, elle propose un dispositif d'injection

de carburant pour une chambre annulaire de combustion de turbomachine, comprenant un circuit pilote alimentant en permanence un injecteur débouchant dans un premier venturi et un circuit multipoint alimentant par intermittence des orifices d'injection formés dans une face frontale d'une chambre annulaire amont d'un second venturi coaxial au premier venturi et entourant celui-ci, une couronne annulaire étant montée dans la chambre annulaire pour y délimiter un circuit d'alimentation en carburant des orifices d'injection et un circuit de refroidissement par passage du carburant alimentant l'injecteur du circuit pilote, caractérisé en ce que le circuit de refroidissement s'étend sur la face frontale de la chambre au voisinage immédiat des orifices d'injection.

[0009] L'intégration d'une partie du circuit de refroidissement au niveau de la face frontale de la chambre annulaire qui est la plus exposée au rayonnement thermique, permet de refroidir en permanence la partie de cette face frontale qui est au voisinage immédiat des orifices d'injection pour éviter leur cokéfaction.

[0010] Avantageusement, une partie du circuit de refroidissement est formée par une rainure d'une face aval de la couronne annulaire, cette face aval étant appliquée sur la face frontale de la chambre annulaire.

[0011] On peut ainsi réaliser simplement et à moindre coût le circuit de refroidissement de la face frontale de la chambre annulaire.

[0012] Le circuit de refroidissement comporte également un canal annulaire formé entre les parois cylindriques internes de la couronne et de la chambre annulaire, afin de refroidir la face cylindrique interne de la chambre annulaire du second venturi à l'intérieur duquel circule un flux d'air chaud en provenance du compresseur haute pression.

[0013] Le circuit de refroidissement comporte encore un canal annulaire formé entre les parois cylindriques externes de la couronne annulaire et de la chambre annulaire, ce canal pouvant servir au refroidissement de la paroi externe de la chambre annulaire par circulation du carburant du circuit pilote ou bien étant destiné à être isolé du circuit pilote et à être rempli en fonctionnement d'air ou de carburant cokéfié servant d'isolant thermique.

[0014] En fonctionnement, la périphérie externe de la chambre annulaire du second venturi est soumise à des températures plus basses que celles de la périphérie interne de la chambre annulaire et il n'est donc pas nécessaire de refroidir en permanence le contour externe de la chambre annulaire et l'utilisation d'un isolant thermique s'avère suffisante.

[0015] Selon un mode de réalisation préféré de l'invention, le circuit de refroidissement de la face frontale de la chambre est ondulé et s'étend en alternance radialement à l'intérieur et à l'extérieur des orifices d'injection, ce qui permet de positionner le circuit de refroidissement au plus près des orifices d'injection.

[0016] Avantageusement, le circuit de refroidissement de la face frontale de la chambre comprend deux branches symétriques semi-circulaires s'étendant chacune

entre des moyens d'entrée et des moyens de sortie du carburant, ces derniers étant reliés à l'injecteur du circuit pilote.

[0017] L'injection de carburant par les orifices de la chambre annulaire est réalisée par l'intermédiaire d'orifices de la couronne qui débouchent dans les orifices de la chambre annulaire.

[0018] Avantageusement, les orifices de la paroi aval de la couronne ont un diamètre inférieur à celui des orifices de la face frontale de la chambre annulaire, ce qui évite que des gouttes de carburant sortant des orifices de la couronne n'obturent par cokéfaction les orifices de la paroi de la chambre, lors de l'arrêt du circuit multipoint.

[0019] L'invention concerne également une chambre annulaire de combustion de turbomachine comprenant au moins un dispositif d'injection de carburant du type décrit ci-dessus.

[0020] L'invention concerne encore une turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur, comprenant au moins un dispositif d'injection de carburant du type décrit ci-dessus.

[0021] L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, avantages et caractéristiques 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 schématique partielle en coupe axiale d'un dispositif d'injection de carburant multipoint selon la technique antérieure ;
- la figure 2 est une vue schématique partielle en coupe axiale d'un dispositif d'injection de carburant multipoint selon l'invention ;
- la figure 3 est une vue schématique en perspective du dispositif d'injection de la figure 2 depuis l'aval,
- la figure 4 est une vue schématique en perspective du dispositif d'injection de la figure 2 depuis l'aval et selon un autre angle de vue.

[0022] On se réfère tout d'abord à la figure 1 représentant un dispositif d'injection 10 comportant deux systèmes d'injection de carburant dont l'un est un système pilote fonctionnant en permanence et l'autre un système multipoint fonctionnant par intermittence. Ce dispositif est destiné à être monté dans une ouverture d'une paroi de fond d'une chambre de combustion annulaire d'une turbomachine qui est alimentée en air par un compresseur haute-pression amont et dont les gaz de combustion alimentent une turbine montée en aval.

[0023] Ce dispositif comprend un premier venturi 12 et un second venturi 14 coaxiaux, le premier venturi 12 étant monté à l'intérieur du second venturi 14. Un injecteur pilote 16 est monté à l'intérieur d'un premier étage de vrilles 18 inséré axialement à l'intérieur du premier venturi 12. Un second étage de vrilles 20 est formé à l'extrémité amont et radialement à l'extérieur du premier venturi 12 et sépare les premier 12 et second 14 venturis.

[0024] Le second venturi 14 comprend une chambre

annulaire 22 formée par deux parois cylindriques radialement interne 24 et externe 26 reliées l'une à l'autre par une paroi aval tronconique 28 convergeant vers l'aval. Une couronne annulaire 30 comprenant également deux parois cylindriques radialement interne 32 et externe 34 reliée l'une à l'autre par une paroi aval tronconique 36 convergeant vers l'aval est montée à l'intérieur de la chambre annulaire 22 de manière à ce que les parois aval 28, 36 de la chambre annulaire 22 et de la couronne annulaire 30 soient en contact. La couronne annulaire 30 est centrée à l'intérieure de la chambre annulaire 22 grâce à un épaulement annulaire 38 formé à l'intérieur de la chambre annulaire 30 à la jonction de la paroi aval tronconique 28 et de la paroi cylindrique interne 24 de la chambre annulaire 22.

[0025] La couronne annulaire 30 et la chambre annulaire 22 comprennent chacune une ouverture annulaire à leur extrémité amont. Les parois cylindriques 24, 26 de la chambre annulaire 22 s'étendent en saillie vers l'amont par rapport aux extrémités amont des parois cylindriques 32, 34 de la couronne annulaire 30.

[0026] La paroi aval 36 de la couronne annulaire 30 comprend des orifices d'injection 40 régulièrement répartis circonférentiellement et débouchant dans des orifices 42 correspondants de la paroi aval 28 de la chambre annulaire 22. Les orifices 40, 42 de la chambre annulaire 22 et de la couronne annulaire 30 ont des diamètres identiques.

[0027] Un canal annulaire interne 44 est défini entre les parois cylindriques internes 24, 32 de la couronne annulaire 30 et de la chambre annulaire 22. De manière similaire, un canal annulaire externe 46 est défini entre les parois cylindriques externes 26, 34 de la couronne annulaire 30 et de la chambre annulaire 22.

[0028] Le dispositif d'injection comprend un corps 48 dont la partie aval est annulaire et comprend un conduit cylindrique 50 engagé axialement à étanchéité entre les parois cylindriques interne 24 et externe 26 de la chambre annulaire 22 et débouchant à étanchéité entre les parois cylindriques interne 32 et externe 34 de la couronne annulaire 30. Le conduit 50 comporte un épaulement radial 54 venant en butée sur les extrémités amont des parois cylindriques interne 32 et externe 34 de la couronne annulaire 30.

[0029] Ce montage à étanchéité du corps 48 permet de garantir que les canaux annulaires interne 44 et externe 46 sont étanches par rapport à l'espace annulaire formé à l'intérieur de la couronne annulaire 30.

[0030] Un bras 56 d'alimentation en carburant est relié au corps 48 et comprend deux conduits coaxiaux dont l'un 58 central alimente un canal 60 du corps 48 débouchant en aval à l'intérieur de la couronne annulaire 30 et l'autre 62 externe formé autour du conduit central 58 alimente en sortie des canaux distincts (non représentés) débouchant dans les canaux annulaires interne 44 et externe 46, respectivement.

[0031] Le corps 48 comprend une cavité 64 de collecte du carburant formée diamétralement à l'opposé du bras

56 d'alimentation en carburant et au niveau des extrémités amont des parois cylindriques 32, 34 de la couronne annulaire 30 de manière à ce que les canaux annulaires interne 44 et externe 46 communiquent avec la cavité de collecte 64. Un conduit 66 est relié à une extrémité à l'injecteur pilote 16 et à l'autre extrémité au corps 48 et débouche dans la cavité de collecte 64.

[0032] En fonctionnement, le conduit central 58 du bras 56 alimente en carburant le canal 60 du corps 48, le carburant circulant ensuite dans la couronne annulaire 30 et étant injecté dans la chambre de combustion en aval par les orifices 40, 42 de la couronne 30 et de la chambre 22.

[0033] Le conduit externe 62 du bras 56 alimente les canaux du corps 48 débouchant dans les canaux annulaires interne 44 et externe 46, le carburant s'écoulant ensuite dans la cavité de collecte 64 pour alimenter l'injecteur pilote 16 par l'intermédiaire du conduit 66.

[0034] Ce circuit forme le circuit pilote et fonctionne en permanence tandis que le circuit multipoint fonctionne par intermittence lors des phases de vol spécifiques telles que le décollage nécessitant un surcroît de puissance.

[0035] Lors du fonctionnement de la turbomachine, l'air chaud (à environ 600°C) en provenance du compresseur haute pression s'écoule à l'intérieur du premier venturi 12, dans la première vrille radiale 18, et de l'air s'écoule également à l'intérieur de la seconde vrille radiale 20, entre les premier 12 et second 14 venturis.

[0036] Les canaux annulaires interne 44 et externe 46 dans lesquels circule en permanence du carburant d'alimentation de l'injecteur pilote, forment un circuit de refroidissement radialement à l'extérieur et à l'intérieur de la couronne annulaire 30, ce qui évite une cokéfaction du carburant dans la couronne 30 due au rayonnement thermique de la combustion, et ceci lors des phases de vol où le circuit multi-point n'est pas en fonctionnement.

[0037] Comme indiqué précédemment, la face aval frontale 28 de la chambre annulaire 22 est soumise également au rayonnement thermique de la combustion, ce qui peut conduire à une cokéfaction du carburant dans les orifices d'injection 40, 42 de la couronne 30 et de la chambre annulaire 22 lors des phases de vol où le circuit multipoint n'est pas utilisé.

[0038] L'invention apporte une solution à ce problème en intégrant dans le dispositif d'injection 67 un circuit de refroidissement de la paroi frontale tronconique 68 de la chambre annulaire 70, au voisinage immédiat des orifices d'injection comme cela est représenté sur les figures 2 à 4.

[0039] Ce circuit de refroidissement comporte une rainure 72 formée sur la face aval de la paroi tronconique 74 de la couronne annulaire 76, qui est appliquée sur la face amont de la paroi tronconique 68 de la chambre annulaire 70.

[0040] La rainure 72 est ondulée et s'étend en alternance radialement à l'intérieur et à l'extérieur des orifices d'injection 78 de la couronne annulaire 76, ce qui permet

de refroidir au mieux les orifices 78 de la couronne 76 et les orifices 80 de la chambre annulaire 70. Dans cette réalisation, la rainure 72 comporte deux branches semi-circulaires alimentées en carburant par deux canaux 82, 84 du corps 48 et reliées en sortie à la cavité de collecte 64 diamétralement opposée. Les deux branches sont symétriques par rapport à un plan passant par l'axe de l'injecteur pilote 16 et à mi-distance entre les deux canaux 82, 84 d'alimentation de la rainure 72.

[0041] Le circuit de refroidissement selon l'invention comprend également une rainure annulaire interne 86 formée dans l'épaisseur de la paroi cylindrique interne 88 de la couronne 76, cette rainure 86 délimitant un canal annulaire interne avec la paroi cylindrique interne 90 de la chambre annulaire 70. Le canal annulaire interne est alimenté en carburant par deux canaux 92, 94 du corps 48 et est relié en sortie à la cavité de collecte 64, pour refroidir les parois cylindriques internes 88, 90 de la couronne annulaire 76 et de la chambre annulaire 70.

[0042] Deux rainures 96, 98 semi-circulaires sont formées dans l'épaisseur de la paroi cylindrique externe 100 de la couronne annulaire 76 et délimitent avec la paroi cylindrique externe 102 de la chambre annulaire 70 deux canaux semi-circulaires dont les extrémités circumférentielles sont obturées par des nervures axiales 104 de la couronne annulaire 76. De cette manière, les deux canaux semi-circulaires externes sont isolés de la chambre de collecte alimentant l'injecteur pilote.

[0043] Lors du montage de la couronne 76 à l'intérieur de la chambre annulaire 70, les deux canaux 96, 98 semi-circulaires sont remplis d'air. En fonctionnement, ces canaux peuvent être remplis d'air si l'étanchéité est réalisée par rapport au circuit pilote et en particulier par rapport au circuit frontal ou bien ils peuvent se remplir de carburant dans le cas contraire, lequel carburant se cokéfie sous l'effet des hautes températures. Dans les deux cas, l'air ou le carburant cokéfié forme un isolant thermique, ce qui s'avère suffisant pour éviter une cokéfaction du carburant à l'intérieur de la couronne puisque les périphéries externes de la couronne annulaire 76 et de la chambre annulaire 70 sont soumises à des températures moindres que celles auxquelles sont soumises les périphéries internes de ces mêmes pièces.

[0044] Les orifices 78 de la paroi tronconique aval 74 de la couronne annulaire 76 ont un diamètre inférieur à celui des orifices de la face frontale tronconique 68 de la chambre annulaire 70. Ceci évite, lorsque le circuit multipoint est arrêté, que des gouttes de carburant restées au niveau des orifices 78 de la couronne annulaire 76 n'obturent par cokéfaction les orifices 80 de la chambre annulaire 70. Dans une réalisation particulière, le diamètre des orifices 78 de la couronne annulaire 76 est de l'ordre de 0,5 mm et celui des orifices 80 de la chambre annulaire 70 est de l'ordre de 1 mm.

[0045] Afin d'isoler le circuit frontal de refroidissement du circuit multipoint, la face aval de la paroi tronconique 74 de la couronne 72 est fixée à étanchéité sur la paroi tronconique 68 de la chambre annulaire 70, par exemple

par brasage. Ainsi, la jonction entre un orifice 78 de la couronne 76 et un orifice 80 de la chambre annulaire 70 est étanche. Au lieu de réaliser un brasage, il est possible de réaliser d'une seule pièce, par exemple par frittage laser, la couronne annulaire 76 et le second venturi 14 comportant la chambre annulaire 70.

[0046] L'invention n'est pas limitée au circuit de refroidissement ondulé tel que décrit précédemment. Il est ainsi possible de former deux rainures dans la face aval de la paroi aval 74 de la couronne 76, l'une des rainures étant située radialement à l'intérieur des orifices 78 de la couronne 76 et l'autre étant située radialement à l'extérieur de ces mêmes orifices 78. Toutefois, ce circuit ne permettrait pas de refroidir au mieux les orifices 78, 80 de la couronne annulaire 76 et de la chambre annulaire 70 et en particulier les espaces circonférentiels inter-orifices. On pourrait également envisager de relier ces deux rainures interne et externe de la face frontale par des canaux radiaux inter-orifices. Cependant, cette solution induirait la formation d'un écoulement préférentiel dans certains de ces canaux conduisant à un refroidissement non uniforme de la couronne annulaire 76 et de la chambre annulaire 70.

[0047] Dans une autre variante, les canaux externes 96, 98 sont reliés à la cavité 64 de collecte alimentant l'injecteur pilote 16 et participent au refroidissement de la chambre annulaire 70 par circulation du carburant de l'injecteur pilote 16.

Revendications

1. Dispositif d'injection de carburant pour une chambre annulaire de combustion de turbomachine, comprenant un circuit pilote alimentant en permanence un injecteur (16) débouchant dans un premier venturi (12) et un circuit multipoint alimentant par intermittence des orifices d'injection (80) formés dans une face frontale (68) d'une chambre annulaire amont (70) d'un second venturi (14) coaxial au premier venturi (12) et entourant celui-ci, une couronne annulaire (76) étant montée dans la chambre annulaire (70) pour y délimiter un circuit d'alimentation en carburant des orifices d'injection (80) et un circuit de refroidissement par passage du carburant alimentant l'injecteur du circuit pilote, **caractérisé en ce que** le circuit de refroidissement s'étend sur la face frontale (68) de la chambre (70) au voisinage immédiat des orifices d'injection (80).
2. Dispositif selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** le circuit de refroidissement comporte une rainure (72) formée dans une face aval de la couronne annulaire (76), cette face aval étant appliquée sur la face frontale (68) de la chambre annulaire (70).
3. Dispositif selon la revendication 1 ou 2, **caractérisé en ce que** le circuit de refroidissement comporte

également un canal annulaire formé entre des parois cylindriques internes (88, 90) de la couronne (76) et de la chambre annulaire (70).

4. Dispositif selon l'un des revendications 1 à 3, **caractérisé en ce que** le circuit de refroidissement comporte également un canal annulaire formé entre des parois cylindriques externes (100, 102) de la couronne (76) et de la chambre annulaire (70).
5. Dispositif selon la revendication 4, **caractérisé en ce que** le canal annulaire formé entre les parois cylindriques externes (100, 102) de la couronne (76) et de la chambre annulaire (70) est destiné à être isolé du circuit pilote et à être rempli en fonctionnement d'air ou de carburant cokéfié.
6. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 5, **caractérisé en ce que** le circuit de refroidissement de la face frontale (68) de la chambre (70) est ondulé et s'étend en alternance radialement à l'intérieur et à l'extérieur des orifices d'injection (80).
7. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 6, **caractérisé en ce que** le circuit de refroidissement de la face frontale (68) de la chambre (70) comprend deux branches symétriques semi-circulaires s'étendant chacune entre des moyens d'entrée et des moyens de sortie du carburant.
8. Dispositif selon la revendication 7, **caractérisé en ce que** les moyens de sortie de carburant sont reliés à l'injecteur (16) du circuit pilote.
9. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 8, **caractérisé en ce que** la paroi aval (74) de la couronne (76) comporte des orifices de passage (78) de carburant, débouchant dans les orifices (80) précités de la face frontale (68) de la chambre annulaire (70).
10. Dispositif selon la revendication 9, **caractérisé en ce que** les orifices (78) de la paroi aval (74) de la couronne (76) ont un diamètre inférieur à celui des orifices (80) de la face frontale (68) de la chambre annulaire (70).
11. Chambre annulaire de combustion de turbomachine, **caractérisée en ce qu'elle** comprend au moins un dispositif d'injection de carburant (67) selon l'une des revendications précédentes.
12. Turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur, **caractérisée en ce qu'elle** comprend au moins un dispositif d'injection de carburant (67) selon l'une des revendications 1 à 10.

Patentansprüche

1. Vorrichtung zum Einspritzen von Kraftstoff für eine ringförmige Verbrennungskammer einer Turbomaschine bzw. eines Turbotriebwerks, enthaltend einen Pilotkreis, der einen Injektor (16) dauerhaft speist, welcher in eine erste Venturi-Düse (12) mündet, und einen Mehrpunktkreis, der Einspritzöffnungen (80) intermittierend speist, die in einer Stirnseite (68) einer stromaufwärtigen, ringförmigen Kammer (70) einer zweiten Venturi-Düse (14) ausgeführt sind, welche koaxial zur ersten Venturi-Düse (12) verläuft und diese umgibt, wobei ein ringförmiger Kranz (76) in der ringförmigen Kammer (70) gelagert ist, um darin einen Kraftstoffversorgungskreis für die Einspritzöffnungen (80) und einen Durchlaufkühlkreis für den Kraftstoff zu begrenzen, mit dem der Injektor des Pilotkreises gespeist wird, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Kühlkreis sich über die Stirnseite (68) der Kammer (70) in unmittelbarer Nähe zu den Einspritzöffnungen (80) erstreckt. 5
2. Vorrichtung nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Kühlkreis eine in einer stromabwärtigen Seite des ringförmigen Kranzes (76) ausgebildete Nut aufweist, wobei diese stromabwärtige Seite an der Stirnseite (68) der ringförmigen Kammer (70) anliegt. 10
3. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Kühlkreis auch einen ringförmigen Kanal aufweist, der zwischen den zylindrischen Innenwänden (88, 90) des Kranzes (76) und der ringförmigen Kammer (70) ausgebildet ist. 15
4. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Kühlkreis auch einen ringförmigen Kanal aufweist, der zwischen den zylindrischen Außenwänden (100, 102) des Kranzes (76) und der ringförmigen Kammer (70) ausgebildet ist. 20
5. Vorrichtung nach Anspruch 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** der zwischen den zylindrischen Außenwänden (100, 102) des Kranzes (76) und der ringförmigen Kammer (70) ausgebildete ringförmige Kanal dazu bestimmt ist, vom Pilotkreis getrennt zu werden und im Betrieb mit Luft oder verkoktem Kraftstoff gefüllt zu werden. 25
6. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 5, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Kühlkreis der Stirnseite (68) der Kammer (70) gewellt ausgeführt ist und sich abwechselnd radial innerhalb und außerhalb der Einspritzöffnungen (80) erstreckt. 30
7. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Kühlkreis der Stirnseite (68) der Kammer (70) zwei symmetrische, halbrunde Zweige aufweist, die sich jeweils zwischen Kraftstoffeinlassmitteln und Kraftstoffauslassmitteln erstrecken. 35
8. Vorrichtung nach Anspruch 7, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Kraftstoffauslassmittel mit dem Injektor (16) des Pilotkreises verbunden sind. 40
9. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** die stromabwärtige Wand (74) des Kranzes (76) Durchtrittsöffnungen (78) für den Durchtritt von Kraftstoff aufweist, die in die vorgenannten Öffnungen (80) der Stirnseite (68) der ringförmigen Kammer (70) münden. 45
10. Vorrichtung nach Anspruch 9, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Öffnungen (78) der stromabwärtigen Wand (74) des Kranzes (76) einen Durchmesser haben, der kleiner als der der Öffnungen (80) der Stirnwand (68) der ringförmigen Kammer (70) ist. 50
11. Ringförmige Verbrennungskammer einer Turbomaschine bzw. eines Turbotriebwerks, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie zumindest eine Vorrichtung (67) zum Einspritzen von Kraftstoff nach einem der vorangehenden Ansprüche aufweist. 55
12. Turbomaschine bzw. Turbinentriebwerk, wie etwa Turbostrahltriebwerk oder Turbopropellertriebwerk, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie bzw. es eine Vorrichtung (67) zum Einspritzen von Kraftstoff nach einem der Ansprüche 1 bis 10 aufweist.

Claims

1. A fuel injector device for an annular combustion chamber of a turbine engine, the device comprising a pilot circuit continuously feeding an injector (16) leading into a first venturi (12) and a multipoint circuit intermittently feeding injection orifices (80) formed in a front face (68) of an upstream annular chamber (70) of a second venturi (14) coaxial about the first venturi (12), an annular ring (76) being mounted in the annular chamber (70) to define therein a fuel feed circuit for feeding the injection orifices (80) and a cooling circuit operating by passing the fuel that feeds the injector of the pilot circuit, the injector device being **characterized in that** the cooling circuit extends over the front face (68) of the chamber (70) in the immediate vicinity of the injection orifices (80).
2. A device according to claim 1, **characterized in that** the cooling circuit comprises a groove (72) formed in a downstream face of the annular ring (76), the downstream face being pressed against the front

face (68) of the annular chamber (70).

3. A device according to claim 1 or claim 2, **characterized in that** the cooling circuit also comprises an annular channel formed between inner cylindrical walls (88, 90) of the ring (76) and of the annular chamber (70). 5
4. A device according to any one of claims 1 to 3, **characterized in that** the cooling circuit also comprises an annular channel formed between the outer cylindrical walls (100, 102) of the ring (76) and of the annular chamber (70). 10
5. A device according to claim 4, **characterized in that** the annular channel formed between the outer cylindrical walls (100, 102) of the ring (76) and of the annular chamber (70) is designed to be isolated from the pilot circuit and to be filled in operation with air or with coked fuel. 15 20
6. A device according to any one of claims 1 to 5, **characterized in that** the cooling circuit for cooling the front face (68) of the chamber (70) is of undulating shape and extends in alternation radially inside and outside the injection orifices (80). 25
7. A device according to any one of claims 1 to 6, **characterized in that** the cooling circuit for cooling the front face (68) of the chamber (70) comprises two symmetrical semicircular branches, each extending between fuel inlet means and fuel outlet means. 30
8. A device according to claim 7, **characterized in that** the fuel outlet means are connected to the injector (16) of the pilot circuit. 35
9. A device according to any one of claims 1 to 8, **characterized in that** the downstream wall (74) of the ring (76) includes fuel-passing orifices (78) leading into the above-mentioned orifices (80) in the front face (68) of the annular chamber (70). 40
10. A device according to claim 9, **characterized in that** the orifices (78) in the downstream wall (74) of the ring (76) present a diameter that is less than the diameter of the orifices (80) in the front face (68) of the annular chamber (70). 45
11. An annular combustion chamber for a turbine engine, the combustion chamber being **characterized in that** it includes at least one fuel injector device (67) according to any preceding claim. 50
12. A turbine engine, such as a turboprop or a turbojet, the engine being **characterized in that** it includes at least one fuel injector device (67) according to any one of claims 1 to 10. 55

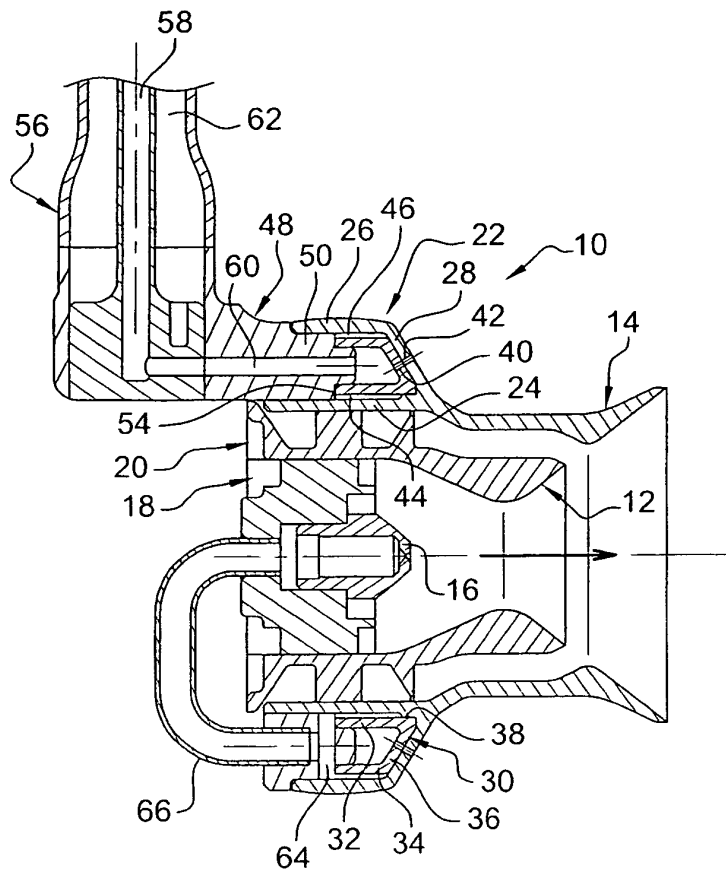


Fig. 1

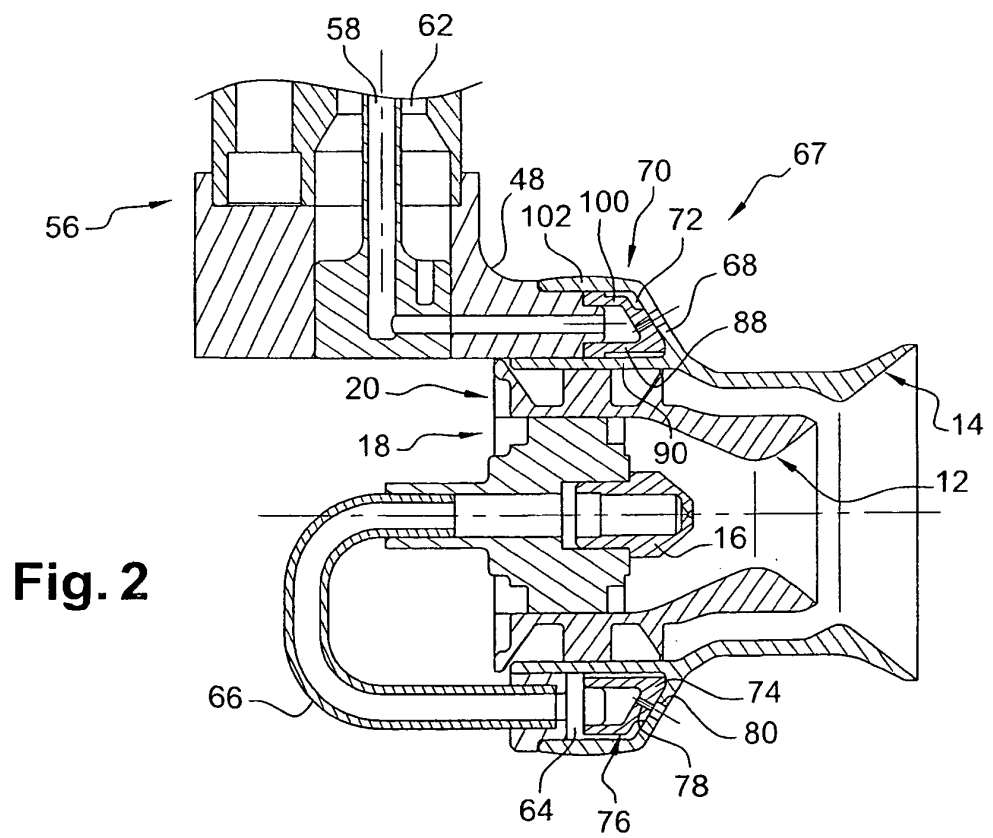


Fig. 2

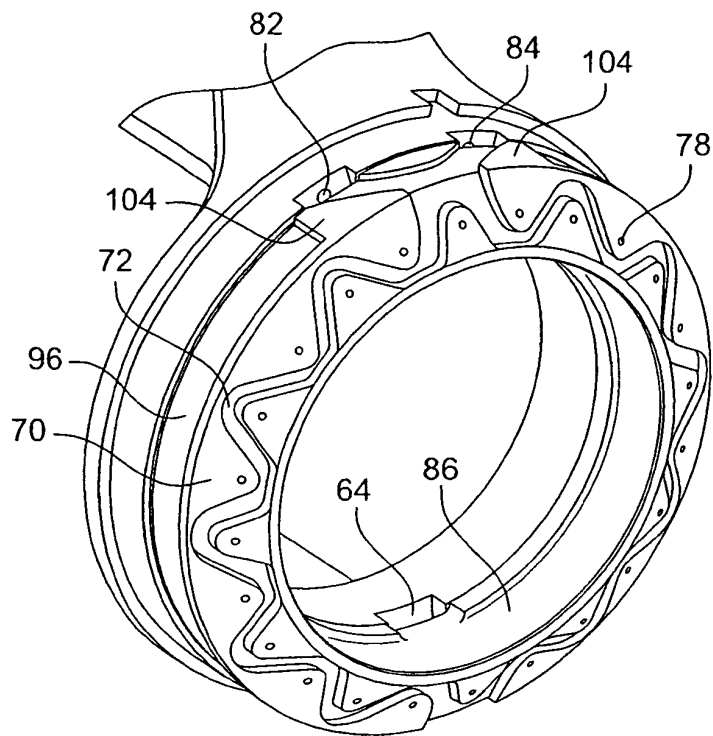


Fig. 3

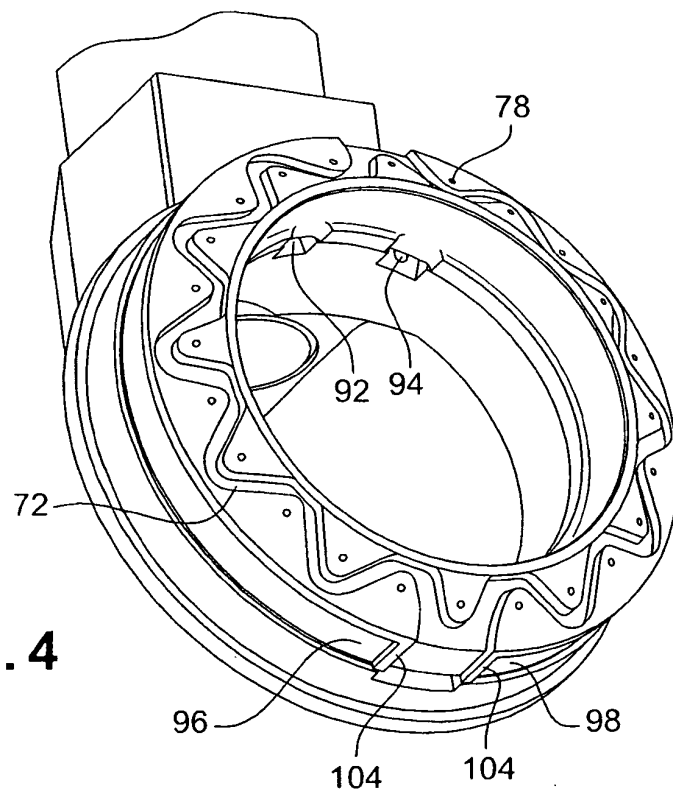


Fig. 4

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

- EP 1806536 A [0003]
- EP 2026002 A [0005]