

(19)



(11)

**EP 3 247 946 B1**

(12)

**FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

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

**08.04.2020 Bulletin 2020/15**

(51) Int Cl.:

**F23R 3/28<sup>(2006.01)</sup>**

(21) Numéro de dépôt: **16703342.2**

(86) Numéro de dépôt international:

**PCT/FR2016/050084**

(22) Date de dépôt: **18.01.2016**

(87) Numéro de publication internationale:

**WO 2016/116686 (28.07.2016 Gazette 2016/30)**

(54) **AGENCEMENT POUR UNE CHAMBRE DE COMBUSTION DE TURBOMACHINE D'AÉRONEF**

**ANORDNUNG FÜR EINE BRENNKAMMER EINER FLUGZEUGTURBOMASCHINE**

**ARRANGEMENT FOR A COMBUSTION CHAMBER OF AN AIRCRAFT TURBOMACHINE**

(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**

• **CHABAILLE, Christophe**

**77550 Moissy Cramayel (FR)**

(30) Priorité: **19.01.2015 FR 1550399**

(74) Mandataire: **Brevalex**

**95, rue d'Amsterdam**

**75378 Paris Cedex 8 (FR)**

(43) Date de publication de la demande:

**29.11.2017 Bulletin 2017/48**

(56) Documents cités:

**FR-A1- 2 970 551**

**FR-A1- 2 987 428**

**FR-A1- 2 993 347**

**US-A- 3 853 273**

(73) Titulaire: **SAFRAN AIRCRAFT ENGINES**  
**75015 Paris (FR)**

**US-A- 5 344 162**

**US-A1- 2005 223 713**

**US-A1- 2011 162 359**

**US-A1- 2012 195 743**

**US-B1- 6 250 062**

(72) Inventeurs:

• **RODRIGUES, José Roland**

**77550 Moissy Cramayel (FR)**

**EP 3 247 946 B1**

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

## Description

### DOMAINE TECHNIQUE

**[0001]** L'invention se rapporte au domaine des chambres de combustion pour turbomachine d'aéronef. Plus spécifiquement, l'invention concerne des injecteurs de carburant et des systèmes d'injection d'un mélange air-carburant, pour de telles chambres de combustion de turbomachine.

### ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

**[0002]** Un système d'injection classique d'un mélange air-carburant dans une chambre de combustion d'une turbomachine d'aéronef est par exemple connu du document EP 1 731 837 A2.

**[0003]** Le système d'injection comprend une partie fixe par rapport à la chambre de combustion. La partie fixe comporte un bol mélangeur fixé sur un fond de chambre de combustion, ainsi qu'un venturi et une vrille d'air. Le venturi et la vrille d'air sont situés en amont du bol mélangeur.

**[0004]** Le système d'injection comporte de plus une traversée coulissante mobile par rapport à la partie fixe. La traversée coulissante, également dénommée « guide de nez d'injecteur », est configurée pour raccorder mécaniquement l'injecteur de carburant au système d'injection. Ce guide est destiné notamment à compenser au moins partiellement les défauts d'alignement de l'injecteur par rapport au système d'injection en fonctionnement et/ou lors du montage de l'injecteur et du système d'injection dans la chambre de combustion.

**[0005]** Le guide présente une surface intérieure délimitant un orifice de centrage dans lequel est agencé le nez d'injecteur. Ce dernier comprend une enveloppe extérieure centrée sur un axe longitudinal du nez d'injecteur. Le guide et l'enveloppe extérieure du nez d'injecteur sont ainsi soumis à une usure au niveau de leur surface de contact, correspondant à ladite surface intérieure du guide. Cette usure est notamment générée par les vibrations du moteur et aggravée par les défauts d'alignement de l'injecteur par rapport au système d'injection.

**[0006]** Au cours de la durée de vie de l'agencement, un jeu indésirable est alors créé entre le guide et le nez d'injecteur. Ce jeu a principalement pour conséquence la génération d'un débit d'air additionnel non contrôlé en direction du fond de chambre de combustion. De manière générale, il en résulte un abaissement des performances de la chambre de combustion. Ce débit d'air non désiré est susceptible de produire des perturbations importantes sur le fonctionnement de la chambre de combustion, notamment en termes de stabilité de flamme, de risque d'extinction de la chambre, ou encore de capacité de rallumage en vol.

**[0007]** De plus, une usure trop importante peut entraîner des réparations lourdes sur le nez d'injecteur, comme le remplacement de son enveloppe extérieure, avec pour

conséquence un impact non négligeable sur le coût global de la solution.

**[0008]** Les documents US2005/0223713 A1, US3853273 A et FR2987428 A1 divulguent des agencements pour chambre de combustion de turbomachine d'aéronef selon l'art antérieur.

**[0009]** Les documents US2012/0195743 A1 et US5344162 A divulguent des dispositifs d'étanchéité selon l'art antérieur.

### EXPOSÉ DE L'INVENTION

**[0010]** L'invention vise à résoudre au moins partiellement les problèmes rencontrés dans les solutions de l'art antérieur.

**[0011]** Pour ce faire, l'invention a tout d'abord pour objet un agencement pour chambre de combustion de turbomachine d'aéronef, selon les caractéristiques de la revendication 1.

**[0012]** L'invention présente donc la particularité d'implanter un dispositif d'étanchéité entre le nez d'injecteur et le guide, pour éviter/limiter les risques de génération d'un débit d'air additionnel en direction du fond de chambre de combustion. De manière générale, il en résulte une augmentation des performances et de la durée de vie de la chambre de combustion.

**[0013]** Ce dispositif d'étanchéité permet de limiter l'usure entre le guide et le nez d'injecteur, et peut être judicieusement utilisé comme témoin d'usure visant à éviter les opérations lourdes de réparation du nez d'injecteur rencontrées avec les solutions de l'art antérieur. Un jeu étant préférentiellement prévu entre l'enveloppe extérieure du nez d'injecteur et la surface intérieure du guide, c'est en effet le dispositif d'étanchéité spécifique à l'invention qui va se consommer prioritairement, à la manière d'une pièce sacrificielle formant un compteur d'usure. Son remplacement aisé pourra ainsi intervenir avant une dégradation trop importante du nez d'injecteur.

**[0014]** Il est noté que la solution proposée par l'invention est d'autant plus avantageuse que le dispositif d'étanchéité peut présenter une masse négligeable.

**[0015]** Lesdites première et seconde parties du dispositif d'étanchéité sont agencées sensiblement orthogonalement, avec un rayon de raccordement entre les deux, ladite seconde partie s'étendant axialement vers l'arrière à partir dudit rayon de raccordement. De préférence, les première et seconde parties sont réalisées d'un seul tenant. La disposition orthogonale entre ces deux parties du dispositif d'étanchéité permet avantageusement de former un creux dans lequel l'air sous pression, provenant du groupe compresseur, applique une pression à la fois axiale et radiale renforçant les efforts de contact au niveau desdites première et seconde surfaces d'étanchéité du dispositif d'étanchéité.

**[0016]** Ladite gorge est délimitée en partie par une surface de délimitation amont en regard de ladite surface de délimitation aval, et la surface de délimitation amont s'étend radialement vers l'extérieur au-delà d'une extré-

mité intérieure de la première partie du dispositif d'étanchéité. Cette disposition permet de limiter les risques que le dispositif d'étanchéité sorte de sa gorge durant l'insertion du nez d'injecteur dans le guide. En effet, le dispositif est alors susceptible d'être retenu par la butée de l'extrémité intérieure de la première partie du dispositif d'étanchéité, contre la surface de délimitation amont de la gorge.

**[0017]** L'invention présente par ailleurs, de façon préférentielle, au moins l'une des caractéristiques additionnelles suivantes, prises isolément ou en combinaison.

**[0018]** Ladite seconde partie comprend une extrémité axiale amont ainsi qu'une extrémité axiale aval située au niveau du rayon de raccordement, ladite extrémité axiale amont étant rabattue radialement vers l'intérieur. Un tel rabat annulaire facilite l'éventuelle extraction du dispositif d'étanchéité vers l'amont, à l'aide d'un outil approprié.

**[0019]** Ledit dispositif d'étanchéité présente une forme globale d'anneau fendu. La fente de l'anneau est préférentiellement droite, et inclinée par rapport à un axe de cet anneau. Cela permet de mettre en rotation la fuite d'air générée par la fente de l'anneau. Le sens de rotation et l'angle sont ainsi choisis de façon à s'intégrer au mieux dans le flux d'air de la chambre de combustion.

**[0020]** Le dispositif d'étanchéité est préférentiellement métallique, de préférence d'épaisseur sensiblement constante.

**[0021]** Ladite enveloppe extérieure du nez d'injecteur présente une surface extérieure de forme globale sphérique, c'est-à-dire de forme conventionnelle.

**[0022]** L'invention a également pour objet une turbomachine d'aéronef comprenant au moins un tel agencement.

**[0023]** L'invention a enfin pour objet un procédé d'assemblage d'un tel agencement, comprenant les étapes suivantes :

- mise en place du dispositif d'étanchéité dans la gorge pratiquée sur l'enveloppe extérieure du nez d'injecteur ;
- insertion du nez d'injecteur équipé du dispositif d'étanchéité, dans l'orifice de centrage, par déplacement du nez selon la direction de son axe longitudinal.

**[0024]** D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront dans la description détaillée non limitative ci-dessous.

### BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

**[0025]** La présente invention sera mieux comprise à la lecture de la description d'exemples de réalisation, donnés à titre purement indicatif et nullement limitatif, en faisant référence aux dessins annexés sur lesquels :

- la figure 1 représente une vue schématique partielle en demi-coupe longitudinale d'une chambre de com-

bustion pour turbomachine, comprenant un agencement selon un mode de réalisation préféré de l'invention ;

- la figure 2 représente une vue en perspective de l'agencement montré sur la figure précédente ;
- la figure 3 représente une vue en coupe longitudinale de l'agencement montré sur la figure précédente ;
- la figure 4 représente une vue en perspective de l'injecteur de carburant faisant partie intégrante de l'agencement montré sur les figures 2 et 3 ;
- la figure 5 représente une vue agrandie en perspective d'une partie de l'agencement montré sur la figure précédente ;
- la figure 6 est une vue en coupe longitudinale de la partie d'agencement montrée sur la figure précédente ;
- la figure 7a est une vue en perspective d'une première réalisation du dispositif d'étanchéité équipant l'agencement montré sur les figures précédentes ;
- la figure 7b est une vue de côté de celle de la figure précédente ;
- la figure 8a est une vue en perspective d'une seconde réalisation du dispositif d'étanchéité équipant l'agencement montré sur les figures précédentes ; et
- la figure 8b est une vue de côté de celle de la figure précédente.

### EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PARTICULIERS

**[0026]** La figure 1 représente de manière schématique une chambre de combustion 2 d'une turbomachine 1 d'aéronef, annulaire autour d'un axe de turbomachine. La chambre de combustion 2 comporte une paroi de carter intérieure fixe 4 et une paroi de carter extérieure 6. La paroi de carter extérieure 6 délimite avec une paroi de chambre extérieure 12 un passage 14 d'écoulement d'air. De même, la paroi de carter intérieure 4 définit avec une paroi de chambre intérieure 8 un second passage 10 d'écoulement d'air. Les parois de chambre intérieure 8 et extérieure 12 sont reliées par un fond de chambre 16 de la chambre de combustion 2.

**[0027]** Dans l'ensemble du présent document, la direction « amont » et la direction « aval » sont définies par la direction générale d'écoulement de l'air et du carburant dans la chambre de combustion 2, direction schématisée par la flèche 5. Cette direction correspond également sensiblement à la direction d'écoulement des gaz d'échappement dans la turbomachine 1.

**[0028]** Sur le fond de chambre 16 sont montés une pluralité de systèmes d'injection 18 dont un seul est visible sur la figure 1. Le système d'injection 18 comprend une traversée coulissante 26, également dite « guide de nez d'injecteur », et comprend également une partie aval fixe 25 de système d'injection 18. Le système d'injection 18 est raccordé à un injecteur 80 de carburant qui est monté dans le guide 26 au niveau d'un nez d'injecteur 82.

**[0029]** En référence aux figures 1 à 3, la partie aval

fixe 25 de système d'injection 18 comprend un venturi 27, une vrille 24 et un bol mélangeur 28 fixé au fond de chambre 16. La partie aval fixe 25 est généralement symétrique de révolution autour d'un axe 3 de révolution du bol mélangeur 28. L'axe 3 de révolution du bol mélangeur 28 est en général confondu avec l'axe de révolution 3 du système d'injection 18, en particulier celui du guide 26. Cet axe 3 correspond également à l'axe longitudinal du nez d'injecteur 82.

**[0030]** La vrille 24 est montée solidaire du bol mélangeur 28. Elle comporte un premier étage d'aubes 30 et un deuxième étage d'aubes 32, qui ont pour fonction d'entraîner l'air en rotation autour de l'axe 3 de bol mélangeur 28. Les aubes du premier étage d'aubes 30 peuvent tourner dans le même sens ou en sens contraire de celles du deuxième étage d'aubes 32.

**[0031]** Le bol mélangeur 28 présente une forme évasée sensiblement de révolution autour de l'axe 3 de bol mélangeur 28. Il est raccordé au fond de chambre 16 par l'intermédiaire d'une bague fendue 22 et éventuellement d'un déflecteur 20.

**[0032]** Le guide 26 est mobile relativement à la partie aval 25 fixe de système d'injection 18. Plus précisément, le guide 26 est monté coulissant sur une bague de logement 35 de la partie aval fixe 25.

**[0033]** La bague de logement 35 comprend une paroi 34 contre laquelle le guide 26 peut glisser. La paroi 34 définit avec un rebord 44 de la partie aval 25 fixe de système d'injection 18 un espace de logement 29 de la semelle de traversée coulissante 36. La paroi 34 et le rebord 44 peuvent éventuellement être monoblocs, de manière à ne constituer qu'une seule pièce.

**[0034]** Le guide 26 est annulaire autour de l'axe longitudinal 3. Il comporte une semelle 36 configurée pour venir en appui de la partie aval fixe 25, ainsi qu'une portion de pré-centrage 38 de forme évasée et destinée à pré-centrer un injecteur de carburant 80 de manière à ce que le nez d'injecteur 82 puisse être logé par la suite dans une portion de centrage 39 du guide 26. La portion de pré-centrage 38 est par exemple de forme générale tronconique. Elle débouche dans la portion de centrage 39 qui présente une surface intérieure cylindrique 40 d'axe 3, délimitant un orifice de centrage 40' destiné à loger le nez d'injecteur.

**[0035]** Le guide 26 est de préférence monobloc, de sorte que la portion de pré-centrage 38, la semelle 36 et la portion de centrage 39 ne constituent qu'une seule pièce.

**[0036]** Le guide 26 comprend des trous de purge 33 répartis circonférentiellement à proximité de la jonction de la semelle 36 et de la portion de centrage 39, ces trous permettant l'introduction d'un débit d'air de purge dans le système d'injection 18. Le débit d'air de purge a pour fonction d'empêcher le carburant de stagner autour du nez d'injecteur 82.

**[0037]** Le nez d'injecteur 82 est situé à l'extrémité du corps d'injecteur 81, au niveau de la partie terminale annulaire de l'injecteur 80, dont la conception est de type

aéromécanique ou aérodynamique. Le nez d'injecteur 82 comporte une enveloppe extérieure 85 centrée sur l'axe 3 et présentant une surface extérieure de centrage 84 de forme globale sphérique, et définissant plus précisément une forme de segment de sphère.

**[0038]** Un jeu de fonctionnement est préférentiellement retenu entre la surface intérieure 40 définissant l'orifice de centrage 40', et la surface extérieure de centrage 84 du nez d'injecteur 82. La liaison mécanique entre le guide 26 et le nez d'injecteur 82 permet de compenser au moins en partie les défauts d'alignement, qui proviennent notamment des tolérances de fabrication de l'injecteur 80 et du système d'injection 18, des tolérances de montage de l'injecteur 80 et du système d'injection 18 dans la chambre de combustion 2, et des dilatations différentielles de l'injecteur 80 par rapport au système d'injection 18.

**[0039]** En fonctionnement, la chambre de combustion 2, et notamment chaque système d'injection 18, sont alimentés dans la direction de la flèche 48 en air sous pression au niveau du passage 46. Cet air sous pression, provenant du groupe compresseur agencé en amont, sert à la combustion ou au refroidissement de la chambre de combustion 2. Une partie de cet air est introduit dans la chambre de combustion 2 au niveau de l'ouverture centrale d'un capot 50, comme schématisé par la flèche 52, tandis qu'une autre partie de l'air s'écoule vers les passages 10 et 14 d'écoulement d'air respectivement selon les directions 54 et 56 puis selon la direction 60. L'écoulement d'air schématisé par les flèches 60 pénètre ensuite dans la chambre de combustion 2 par des orifices primaires et des orifices de dilution.

**[0040]** Il est recherché à limiter autant que possible le débit d'air entre la surface intérieure 40 définissant l'orifice de centrage 40', et la surface extérieure de centrage 84 du nez d'injecteur 82. Ce débit d'air parasite est en effet susceptible d'engendrer des perturbations importantes sur le fonctionnement de la chambre de combustion, notamment en termes de stabilité de flamme, de risque d'extinction de la chambre, et de capacité de rallumage en vol. Ce débit d'air parasite est limité par construction, en raison du faible jeu de fonctionnement entre le guide 26 et le nez d'injecteur 82. Néanmoins, en cas d'usure de ces pièces, le jeu est susceptible d'augmenter, et donc de renforcer le débit d'air parasite. Pour éviter une telle situation, l'invention prévoit de manière astucieuse d'interposer un dispositif d'étanchéité 100 entre le nez d'injecteur 82 et son guide 26, ce dispositif 100 étant assemblé sur l'enveloppe extérieure 85 du nez 82, comme cela est montré sur la figure 4.

**[0041]** A présent en référence aux figures 5 et 6, il est montré de façon plus détaillée ce dispositif d'étanchéité métallique 100, prévu pour résister aux températures ambiantes élevées résultant de la proximité de la chambre de combustion.

**[0042]** Le dispositif 100 est de forme annulaire, centré sur l'axe 3. Il correspond globalement en un anneau fendu permettant un assemblage aisé sur l'enveloppe exté-

rieure 85 du nez d'injecteur 82. Il est réalisé d'une seule pièce, de préférence en présentant une épaisseur sensiblement constante. Il comporte essentiellement deux parties 102, 104 chacune prenant la forme d'une bande annulaire, ces parties 102, 104 étant reliées entre elles par un rayon de raccordement 106. Les deux parties 102, 104 sont agencées sensiblement orthogonalement l'une par rapport à l'autre, la première 102 s'étendant radialement tandis que la seconde 104 s'étend axialement. Plus précisément, la première partie 102 du dispositif 100 comporte une extrémité extérieure 102a et une extrémité intérieure 102b logée dans une gorge 108. La seconde partie 104 présente quant à elle une extrémité axiale aval 104a et une extrémité axiale amont 104b. Ce sont les extrémités 102a, 104a qui sont reliées par le rayon de raccordement 106, de sorte que la seconde partie 104 du dispositif s'étende axialement vers l'arrière à partir de ce rayon de raccordement. Les première et seconde parties 102, 104 forment ainsi, en demi-section, une cornière arrondie au niveau de l'angle droit. La cornière définit par ailleurs, entre ses deux branches, un creux 110 ouvert vers l'amont.

**[0043]** En outre, l'extrémité axiale amont 104b de la seconde partie 104 est rabattue radialement vers l'intérieur, pour faciliter la préhension du dispositif 100 lorsqu'il s'agit de l'extraire vers l'amont, via un outil approprié.

**[0044]** L'extrémité intérieure 102b de la première partie 102 est logée dans la gorge 108 pratiquée sur l'enveloppe 85, cette gorge débouchant radialement vers l'extérieur et centrée sur l'axe 3. Elle est délimitée par un fond 112 écarté radialement de l'extrémité intérieure 102b de la première partie 102, afin d'autoriser la dilatation thermique de celle-ci. La gorge 108 est également délimitée par une surface de délimitation aval 108a et une surface de délimitation amont 108b agencées en regard dans la direction axiale.

**[0045]** Pour assurer l'étanchéité entre le guide 26 et le nez d'injecteur 82, la première partie 102 présente une première surface d'étanchéité 114 en appui axial contre la surface de délimitation aval 108a de la gorge. La première surface d'étanchéité 114 correspond à la surface aval de la première partie 102 en forme de bande. De manière analogue, la seconde partie 104 présente une seconde surface d'étanchéité 116 en appui radial contre la surface intérieure 40 du guide 26. La seconde surface d'étanchéité 116 correspond à la surface radialement extérieure de la seconde partie 104 en forme de bande.

**[0046]** Aussi, lorsque l'air sous pression issu du groupe compresseur pénètre dans le creux 110 défini par le dispositif d'étanchéité 100, les efforts de contact au niveau des surfaces d'étanchéité 114, 116 sont renforcés, pour l'obtention d'une étanchéité encore plus performante. En outre, le dispositif 100 s'use prioritairement par rapport à l'enveloppe extérieure 85 du nez d'injecteur 82, de sorte qu'il constitue une pièce sacrificielle remplissant également la fonction de témoin d'usure. Il peut donc être aisément remplacé avant que l'usure entre le guide et l'enveloppe extérieure 85 ne deviennent problématique et

ne requiert des interventions lourdes. A cet égard, il est noté qu'en cas d'usure de l'enveloppe 85 au niveau de la surface de délimitation aval 108a de la gorge, résultant du contact avec le dispositif 100, l'étanchéité n'est pas altérée. En effet, la pression d'air dans le creux 110 conduit le dispositif 100 à se plaquer contre la surface 108a de la gorge, rattrapant ainsi le jeu d'usure susceptible de se produire entre la surface de délimitation aval 108a et la première surface d'étanchéité 114.

**[0047]** Pour le montage de l'assemblage 200 comprenant l'injecteur et le système d'injection, il est tout d'abord mis en place le dispositif d'étanchéité 100 dans la gorge pratiquée sur l'enveloppe extérieure du nez d'injecteur, comme cela est montré sur la figure 4. Cette mise en place s'effectue en ouvrant l'anneau segmenté 100, puis en le refermant une fois que celui-ci a été présenté en regard radialement de la gorge.

**[0048]** Ensuite, il est procédé à l'insertion du nez d'injecteur 82 équipé du dispositif d'étanchéité 100, dans l'orifice de centrage 40', par déplacement du nez 82 selon la direction de son axe longitudinal 3. Cette insertion est facilitée par le rayon de raccordement 106, qui permet d'assurer un pré-centrage. De plus, le risque que le dispositif 100 sorte de la gorge 108 est extrêmement faible, car la surface de délimitation amont 108b s'étend radialement vers l'extérieur au-delà de l'extrémité intérieure 102b de la première partie 102 du dispositif d'étanchéité 100. Lors de l'insertion, le dispositif 100 est alors susceptible d'être retenu par la butée de cette extrémité intérieure 102b contre la surface de délimitation amont 108b de la gorge.

**[0049]** En référence à présent aux figures 7a et 7b, il est montré une première réalisation pour l'anneau fendu 100. Ici, la fente 120 de l'anneau est droite, inclinée par rapport à un axe 3 de cet anneau. Cela permet de mettre en rotation la fuite d'air générée par la fente de l'anneau, le sens de rotation et l'angle étant choisis de façon à s'intégrer au mieux dans le flux d'air de la chambre de combustion. Selon une seconde réalisation représentée sur les figures 8a et 8b, la fente est en forme générale de Z, avec la portion centrale de cette fente 120 s'étendant circonférentiellement et correspondant à une zone de recouvrement axiale des deux extrémités de l'anneau 100.

## Revendications

1. Agencement (200) pour chambre de combustion (2) de turbomachine (1) d'aéronef, l'agencement comprenant un système d'injection (18) d'un mélange air-carburant dans la chambre de combustion (2), et un injecteur de carburant (80) comprenant un nez d'injecteur (82), le système d'injection (18) comprenant un guide (26) de nez d'injecteur dont une surface intérieure (40) délimite un orifice de centrage (40') dans lequel est agencé le nez d'injecteur (82), celui-ci comprenant une enveloppe extérieure (85)

centrée sur un axe longitudinal (3) du nez d'injecteur, l'agencement comprenant de plus un dispositif d'étanchéité (100) entre la surface intérieure (40) du guide (26) et l'enveloppe extérieure (85) du nez d'injecteur, **caractérisé en ce que** le dispositif d'étanchéité (100) comprend:

- une première partie (102) logée dans une gorge (108) de l'enveloppe extérieure (85), ladite gorge s'étendant autour dudit axe longitudinal (3) et étant délimitée en partie par une surface de délimitation aval (108a), la première partie (102) présentant une première surface d'étanchéité (114) en appui axial contre ladite surface de délimitation aval (108a) de la gorge ; et

- une seconde partie (104) présentant une seconde surface d'étanchéité (116) en appui radial contre ladite surface intérieure (40) du guide (26) de nez d'injecteur,

**en ce que** lesdites première et seconde parties (102, 104) du dispositif d'étanchéité (100) sont agencées sensiblement orthogonalement, avec un rayon de raccordement (106) entre les deux, ladite seconde partie (104) s'étendant axialement vers l'arrière à partir dudit rayon de raccordement (106), et **en ce que** ladite gorge (108) est délimitée en partie par une surface de délimitation amont (108b) en regard de ladite surface de délimitation aval (108a), et la surface de délimitation amont (108b) s'étend radialement vers l'extérieur au-delà d'une extrémité intérieure (102b) de la première partie (102) du dispositif d'étanchéité.

2. Agencement selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** ladite seconde partie (104) comprend une extrémité axiale amont (104b) ainsi qu'une extrémité axiale aval (104a) située au niveau du rayon de raccordement (106), ladite extrémité axiale amont (104b) étant rabattue radialement vers l'intérieur.
3. Agencement selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** ledit dispositif d'étanchéité (100) présente une forme globale d'anneau fendu.
4. Agencement selon la revendication 3, **caractérisé en ce que** la fente (120) de l'anneau est droite, et inclinée par rapport à un axe de cet anneau.
5. Agencement selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** le dispositif d'étanchéité (100) est métallique, de préférence d'épaisseur sensiblement constante.
6. Agencement selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** ladite enveloppe extérieure (85) du nez d'injecteur (82) pré-

sente une surface extérieure (84) de forme globale sphérique.

7. Turbomachine (1) d'aéronef comprenant au moins un agencement (200) selon l'une quelconque des revendications précédentes.

8. Procédé d'assemblage d'un agencement (200) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, **caractérisé en ce qu'il** comprend les étapes suivantes :

- mise en place du dispositif d'étanchéité (100) dans la gorge (108) pratiquée sur l'enveloppe extérieure (85) du nez d'injecteur (82) ; et

- insertion du nez d'injecteur (82) équipé du dispositif d'étanchéité (100), dans l'orifice de centrage (40'), par déplacement du nez (82) selon la direction de son axe longitudinal (3).

#### Patentansprüche

1. Anordnung (200) für eine Brennkammer (2) einer Flugzeugturbomaschine (1), wobei die Anordnung ein Einspritzsystem (18) für ein Luft-Treibstoffgemisch in die Brennkammer (2) und eine Treibstoffeinspritzdüse (80) mit einer Einspritznase (82) aufweist, wobei das Einspritzsystem (18) eine Führung (26) der Einspritznase aufweist, deren eine Innenfläche (40) eine Zentrieröffnung (40') begrenzt, in welcher die Einspritznase (82) angeordnet ist, wobei diese eine Außenhülle (85) aufweist, die auf einer Längsachse (3) der Einspritznase zentriert ist, wobei die Anordnung weiterhin eine Dichtungsvorrichtung (100) zwischen der Innenfläche (40) der Führung (26) und der Außenhülle (85) der Einspritznase umfasst, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Dichtungsvorrichtung (100) Folgendes umfasst:

einen ersten Abschnitt (102), der sich in einer Keilrille (108) der Außenhülle (85) befindet, wobei sich die Keilrille um die Längsachse (3) herum erstreckt und teilweise durch eine nachgelagerte Begrenzungsfläche (108a) begrenzt ist, wobei der erste Abschnitt (102) eine erste Dichtfläche (114) darstellt, die sich axial an der nachgelagerten Begrenzungsfläche (108a) der Keilrille abstützt; und

einen zweiten Abschnitt (104), der eine zweite Dichtfläche (116) darstellt, die sich radial an der Innenfläche (40) der Führung (26) der Einspritznase abstützt, dass der erste und der zweite Abschnitt (102, 104) der Dichtungsvorrichtung (100) im Wesentlichen orthogonal mit einer Verbindungslinie (106) zwischen diesen angeordnet sind, wobei sich der zweite Abschnitt (104) von der Verbindungslinie (106) axial nach hinten

erstreckt, und dass die Keilrille (108) teilweise durch eine vorgelagerte Begrenzungsfläche (108b) bezüglich der nachgelagerten Begrenzungsfläche (108a) begrenzt ist, und sich die vorgelagerte Begrenzungsfläche (108b) radial nach außen über ein inneres Ende (102b) des ersten Abschnittes (102) der Dichtungsvorrichtung hinaus erstreckt.

2. Anordnung nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** der zweite Abschnitt (104) ein vorgelagertes axiales Ende (104b) sowie ein auf der Höhe der Verbindungslinie (106) gelegenes, nachgelagertes axiales Ende (104a) aufweist, wobei das vorgelagerte axiale Ende (104b) radial nach innen gebogen ist.

3. Anordnung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Dichtungsvorrichtung (100) insgesamt eine gespaltene Ringform aufweist.

4. Anordnung nach Anspruch 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Spalt (120) des Rings gerade und bezüglich einer Achse dieses Rings geneigt ist.

5. Anordnung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Dichtungsvorrichtung (100) aus Metall, bevorzugt mit einer im Wesentlichen konstanten Dicke, besteht.

6. Anordnung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Außenhülle (85) der Einspritznase (82) eine insgesamt kugelförmige Außenfläche (84) aufweist.

7. Flugzeugturbomaschine (1) mit mindestens einer Anordnung (200) nach einem der vorhergehenden Ansprüche.

8. Verfahren zur Montage einer Anordnung (200) nach einem der Ansprüche 1 bis 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** es die folgenden Schritte umfasst:

Einsetzen der Dichtvorrichtung (100) in die auf der Außenhülle (85) der Einspritznase (82) angebrachte Keilrille (108); sowie  
Einführen der mit der Dichtungsvorrichtung (100) ausgerüsteten Einspritznase (82) in die Zentrieröffnung (40') durch Verschiebung der Nase (82) in Richtung ihrer Längsachse (3).

## Claims

1. Arrangement (200) for a combustion chamber (2) for an aircraft turbine engine (1), the arrangement comprising a system (18) for injection of an air-fuel mix

into the combustion chamber (2), and a fuel injector (80) comprising an injector nozzle (82), the injection system (18) comprising a spray nozzle guide (26), the inner surface (40) of which delimits a centring opening (40') in which there is the injector nozzle (82) that is composed of an outer casing (85) centred on a longitudinal axis (3) of the injector nozzle, the arrangement also comprising a sealing device (100) between the inner surface (40) of the guide (26) and the outer casing (85) of the injector nozzle, **characterized in that** the sealing device (100) comprises:

- a first part (102) accommodated in a groove (108) in the outer casing (85), said groove extending around said longitudinal axis (3) and being delimited partly by a downstream delimiting surface (108a), the first part (102) having a first sealing surface (114) and bearing axially against said downstream delimiting surface (108a) of the groove; and

- a second part (104) having a second sealing surface (116) bearing radially against said inner surface (40) of the injector nozzle guide (26), **in that** said first and second parts (102, 104) of the sealing device (100) are arranged to be approximately orthogonal with a connecting radius (106) between the two, said second part (104) extending backwards in the axial direction from said connecting radius (106), and **in that** said groove (108) is partly delimited by an upstream delimiting surface (108b) facing said downstream delimiting surface (108a), and this upstream delimiting surface (108b) extends radially outwards from an inner end (102b) of the first part (102) of the sealing device.

2. Arrangement according to claim 1, **characterised in that** said second part (104) comprises an upstream axial end (104b) and a downstream axial end (104a) located at the connecting radius (106), said upstream axial end (104b) being folded radially inwards.

3. Arrangement according to any one of the previous claims, **characterised in that** said sealing device (100) is in the global form of a split ring

4. Arrangement according to claim 3, **characterised in that** the slit (120) in the ring is straight and is inclined relative to an axis of this ring.

5. Arrangement according to any one of the previous claims, **characterised in that** sealing device (100) is metallic and that its thickness is preferably approximately constant.

6. Arrangement according to any one of the previous

claims, **characterised in that** said outer casing (85) of the injection nozzle (82) has a globally spherical outer surface (84).

7. Aircraft turbine engine (1) comprising at least one arrangement (200) according to any one of the previous claims. 5
8. Method of assembling an arrangement (200) according to any one of 6, **characterised in that** it comprises the following steps: 10
- placement of the sealing device (100) in the groove (108) formed on the outer casing (85) of the injector nozzle (82); and 15
  - insertion of the injector nozzle (82) fitted with the sealing device (100) in the centring opening (40'), by movement of the nozzle (82) along the direction of its longitudinal axis (3). 20

20

25

30

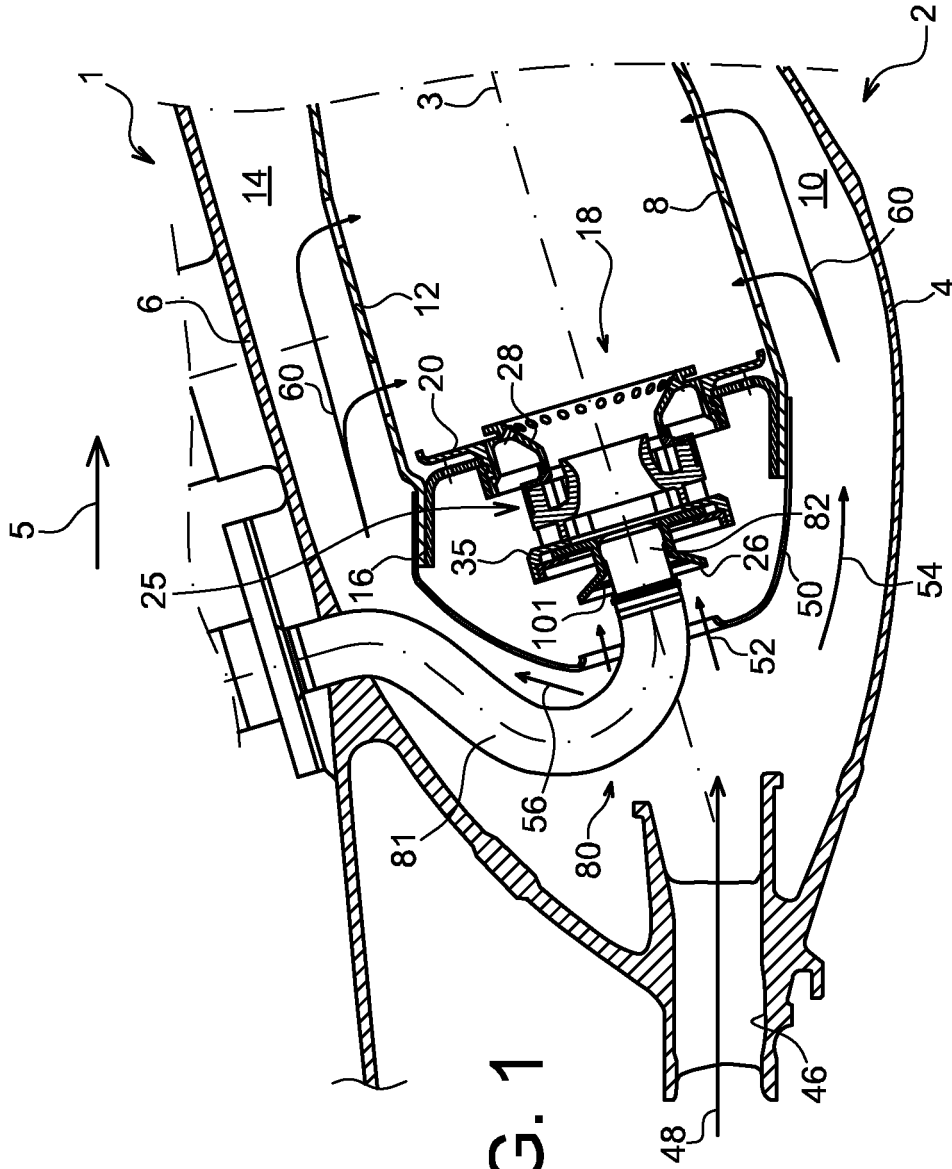
35

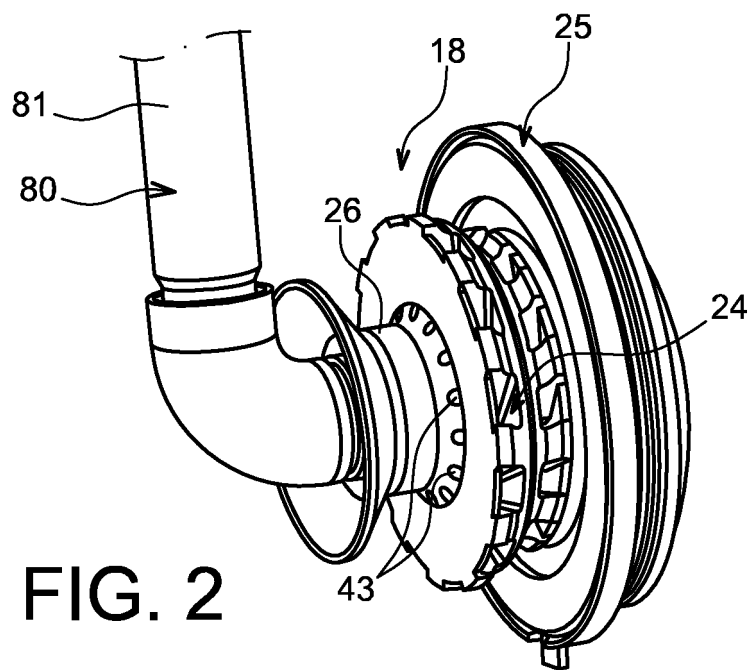
40

45

50

55





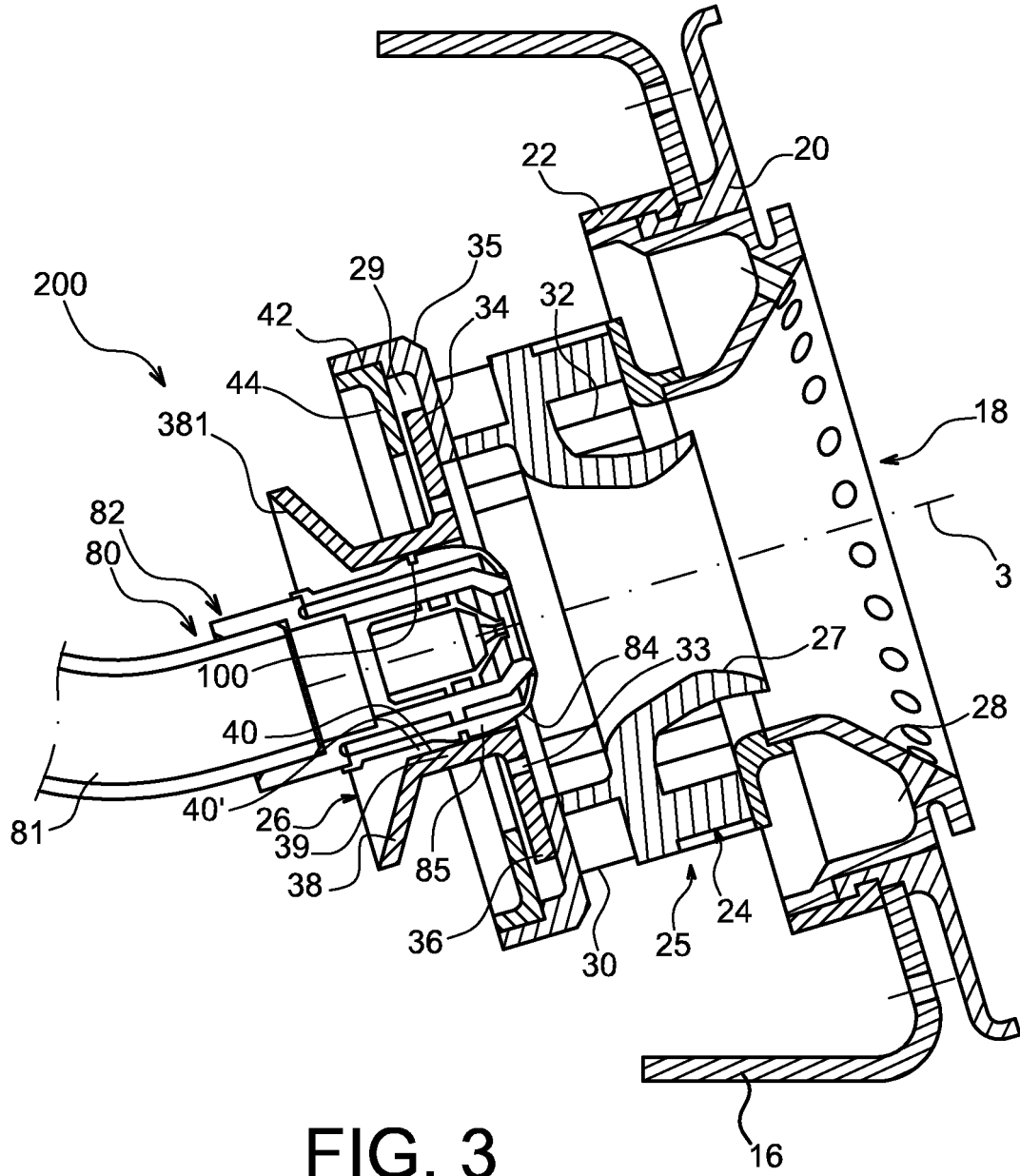


FIG. 3

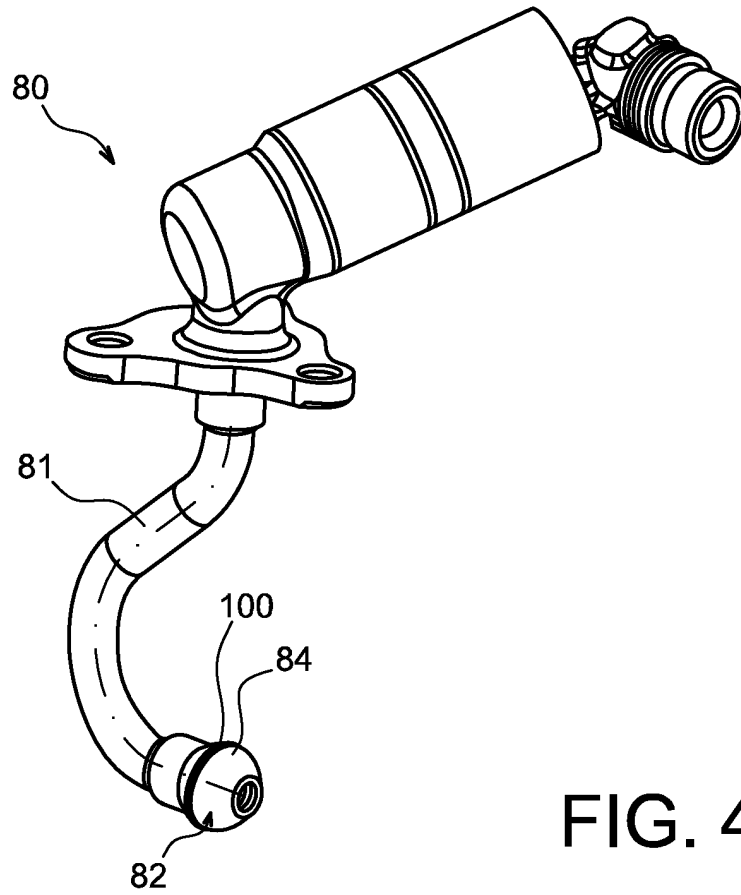


FIG. 4

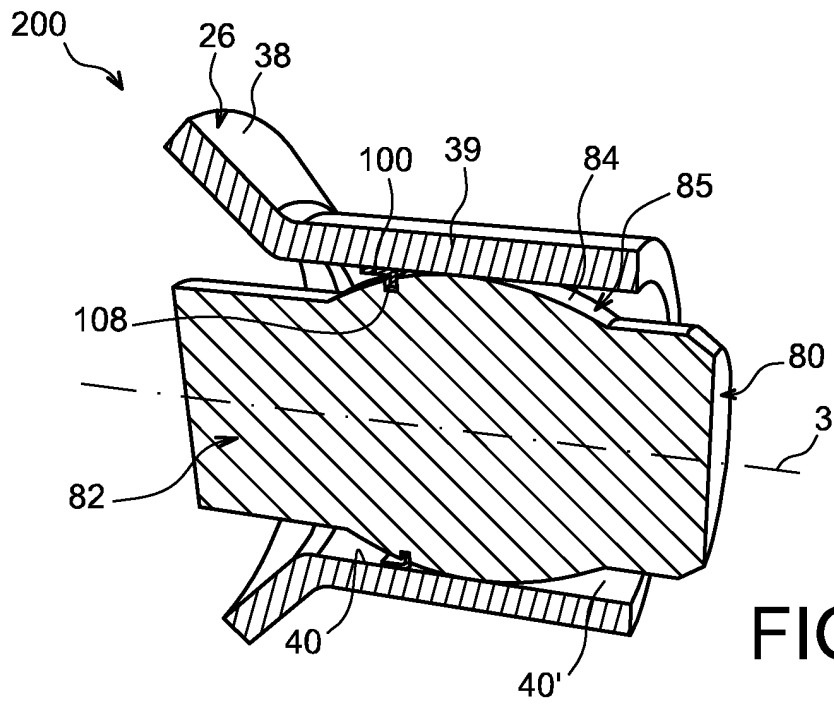


FIG. 5

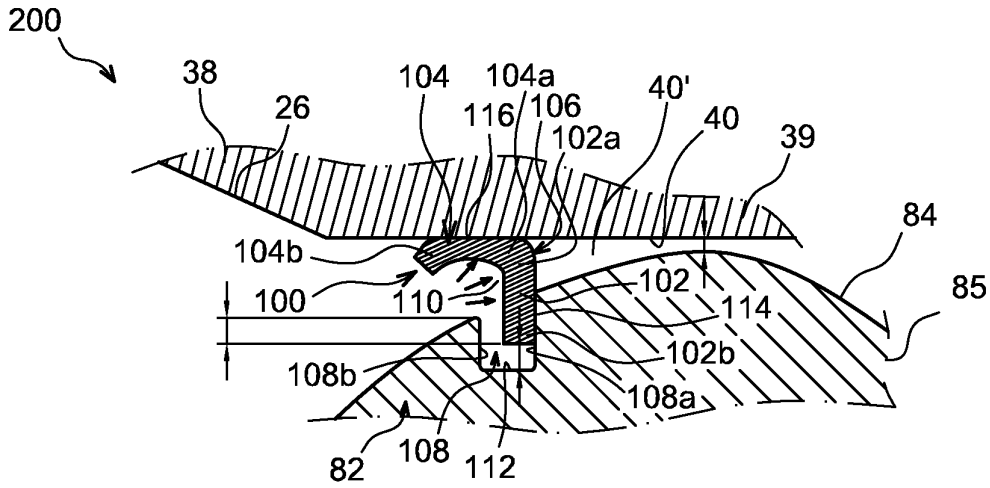


FIG. 6

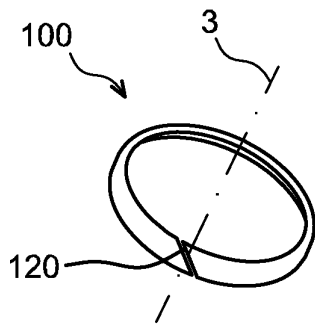


FIG. 7a

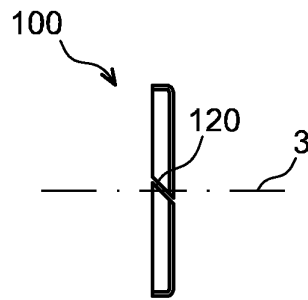


FIG. 7b

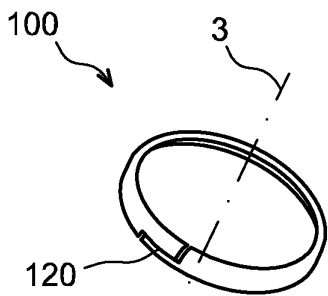


FIG. 8a

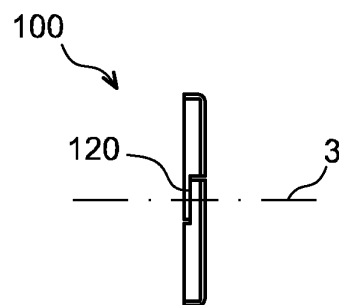


FIG. 8b

**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 1731837 A2 [0002]
- US 20050223713 A1 [0008]
- US 3853273 A [0008]
- FR 2987428 A1 [0008]
- US 20120195743 A1 [0009]
- US 5344162 A [0009]