



(12) **DEMANDE DE BREVET CANADIEN
CANADIAN PATENT APPLICATION**

(13) **A1**

(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2019/07/18
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2020/01/23
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2020/12/23
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2019/051805
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2020/016533
(30) Priorité/Priority: 2018/07/19 (FR1856712)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *F23R 3/06* (2006.01),
F23R 3/60 (2006.01)
(71) Demandeur/Applicant:
SAFRAN AIRCRAFT ENGINES, FR
(72) Inventeurs/Inventors:
TAMIZIER, JULIEN MICHEL, FR;
TEXIER, CHRISTOPHE BERNARD, FR;
BONNEAU, DAMIEN, FR;
BONNEFOI, DAMIEN, FR;
CHAPELLE, FRANCOIS XAVIER, FR
(74) Agent: LAVERY, DE BILLY, LLP

(54) Titre : ENSEMBLE POUR UNE TURBOMACHINE
(54) Title: ASSEMBLY FOR A TURBOMACHINE

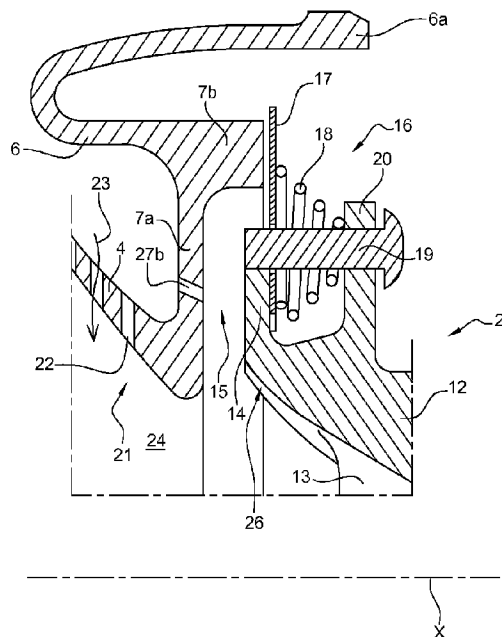


Fig. 3

(57) **Abrégé/Abstract:**

The invention concerns an assembly for a turbomachine, including - a combustion chamber (1) comprising, at its downstream end, a radially-extending downstream flange (6), - a guide vane (2) arranged downstream of the combustion chamber (1) and comprising a platform (11, 12) from which at least one vane (13) extends radially, the platform (11, 12) comprising an upstream edge extending radially and defining, with the downstream flange (6) arranged opposite, a space (15) opening into the combustion chamber (1) at its radially inner end and closed at its radially outer end, by a sealing means (17, 18) attached to the guide vane (2), characterised in that the downstream flange (6) of the combustion chamber (1) comprises at least one straight cooling orifice (27a, 27b, 27c, 27d) passing through said flange (6) and opening into the space (15), opposite the platform (11, 12) of the guide vane (2).

ABSTRACT

The invention concerns an assembly for a turbomachine, including: a combustion chamber (1) comprising at its downstream end a radially extending downstream flange (6), a distributor (2) disposed downstream of
5 the combustion chamber (1) and comprising a platform (11, 12) from which at least one vane (13) extends radially, the platform (11, 12) comprising an upstream edge extending radially and delimiting, with the downstream flange (6) disposed opposite, a gap (15) opening into the combustion chamber (1) at its radially inner end and closed at its radially outer end by sealing means
10 (17, 18) fixed to the distributor (2), characterised in that the downstream flange (6) of the combustion chamber (1) comprises at least one rectilinear cooling orifice (27a, 27b, 27c, 27d) passing through said flange (6) and opening into the gap (15) opposite the platform (11, 12) of the distributor (2).

ENSEMBLE POUR UNE TURBOMACHINE

DOMAINE

[001] La présente invention concerne un ensemble pour une turbomachine, telle par exemple qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion.

5

CONTEXTE

[002] Un tel ensemble est connu du document FR 3 004 518 au nom de la Demanderesse et est illustré aux figures 1 et 2. Celui-ci comporte une chambre annulaire de combustion 1 agencée en aval d'un compresseur et d'un diffuseur (non représentés), et en amont d'un distributeur 2 d'entrée d'une turbine haute-pression.

10

[003] La chambre de combustion 1 comprend des parois de révolution interne et externe, appelées respectivement virole interne 3 et virole externe 4, qui s'étendent à l'intérieur l'une de l'autre et qui sont reliées en amont à une paroi annulaire de fond de chambre (non représentée).

15

[004] Afin de limiter la déformation des viroles interne 3 et externe 4, ces dernières sont équipées à leur extrémité aval de brides 6 interne et externe. Chaque bride 6 est annulaire et présente une section en forme de U ou en forme d'épingle. Chaque bride 6 s'étend radialement vers l'intérieur ou vers l'extérieur et comporte une partie radiale 7a rattachée à la virole interne 3 ou à la virole externe 4 de la chambre de combustion 1. L'extrémité libre 6a de chaque bride 6 est en outre destinée à coopérer avec un carter interne 8 ou un carter externe 9 de la chambre 1. Une partie cylindrique 7b s'étend vers l'aval depuis la partie radiale 7a de la bride 6.

20

25

[005] Le distributeur 2 est fixé en aval de la chambre 1 par des moyens appropriés et comprend des plateformes interne 11 et externe 12 qui sont

reliées entre elles par des aubes 13 sensiblement radiales. La plateforme externe 12 du distributeur 2 est alignée axialement avec la partie d'extrémité aval de la virole externe 4 de la chambre 1, et sa plateforme interne 11 est alignée axialement avec la partie d'extrémité aval de la virole interne 3 de la chambre 1. L'extrémité amont de chaque plateforme 11, 12 du distributeur 2 comporte un rebord radial 14 de dimension plus réduite que la partie radiale 7a de la bride 6 correspondante de la chambre de combustion 1.

5
10 **[006]** Un ensemble de distributeur 2 est généralement monté en aval de la chambre de combustion et comprend plusieurs distributeurs dont les plateformes sont des secteurs d'anneau, les plateformes des distributeurs étant montées circonférentiellement bout à bout pour créer un canal de circulation des fluides en aval de la chambre de combustion.

15 **[007]** Les parties radiales 7a et les rebords 14 délimitent, pour chaque virole 3, 4, un espace annulaire interne 15 qui débouche à une extrémité dans la chambre 1 et qui est fermé à son autre extrémité par des moyens d'étanchéité 16.

20 **[008]** Comme cela est mieux visible à la figure 2, ces moyens d'étanchéité 16 comportent des lamelles d'étanchéité 17 s'étendant radialement et circonférentiellement le long de chaque secteur de distributeur 2. Chaque lamelle 17 est apte à prendre appui de façon étanche sur une face radiale du rebord 14 correspondant du distributeur 2 et sur l'extrémité libre de la partie axiale 7b de la bride 6 correspondante de la chambre de combustion 1. Les lamelles 17 sont maintenues en appui sur lesdites
25 parties 7b, 14 à l'aide de moyens élastiques de rappel.

30 **[009]** Ces moyens élastiques sont par exemple des ressorts hélicoïdaux 18 de forme conique, montés autour de vis 19 qui sont vissées dans des pattes 20 s'étendant radialement depuis la virole correspondante 11, 12 du distributeur 2. Les parties aval 21 des viroles interne et externe 3, 4 peuvent comporter des multiperforations 22. Lors du fonctionnement de la turbomachine, de l'air de contournement 23 circule dans les espaces

24 et 25 délimités respectivement par le carter externe 9 et la virole externe 4, d'une part, et par le carter interne 8 et la virole interne 3, d'autre part. Cet air de contournement 23 traverse les multiperforations 22, de manière à limiter l'échauffement des parties aval 21 des viroles interne et externe 3, 4.

5
[010] L'extrémité amont de chaque virole 11, 12 du distributeur 2 forme généralement un décrochement 26 ou une marche visant à éviter la formation d'un point d'arrêt du flux chaud issu de la chambre de combustion 1. Un tel décrochement forme cependant des recirculations locales du flux de gaz chaud, pouvant générer une dégradation prématurée de la plateforme correspondante 11, 12 du distributeur 2.

10
[011] L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique à ce problème.

RESUME DE L'INVENTION

15 [012] La présente invention concerne tout d'abord un ensemble pour une turbomachine, comportant

- une chambre de combustion comprenant à son extrémité aval une bride aval s'étendant radialement,
- un distributeur disposé en aval de la chambre de combustion et

20 comportant une plateforme à partir de laquelle s'étend radialement au moins une aube, la plateforme comprenant un rebord amont s'étendant radialement et délimitant, avec la bride aval disposée en regard, un espace débouchant dans la chambre de combustion à son extrémité radialement interne et fermé à son extrémité radialement externe, par des moyens

25 d'étanchéité fixés au distributeur,

caractérisé en ce que la bride aval de la chambre de combustion comporte au moins un orifice de refroidissement rectiligne et traversant ladite bride en débouchant dans l'espace, en regard de la plateforme du distributeur.

- 5 [013] De l'air contournant la chambre de combustion peut alors traverser ledit orifice et impacter la virole du distributeur de manière à la refroidir efficacement et éviter sa dégradation par les recirculations de gaz chaud en aval de la chambre de combustion. L'air de refroidissement traversant ledit orifice débouche dans l'espace annulaire, ce qui permet d'augmenter les dimensions de la zone refroidie de la virole du distributeur. Après refroidissement de la virole, l'air situé dans ledit espace annulaire est dirigé radialement vers l'intérieur avant de déboucher à l'extrémité aval de la chambre de combustion, et de former des films aptes à refroidir les plateformes des distributeurs.
- 10 [014] Les termes radial et axial sont définis par rapport à l'axe de la turbomachine. Les termes amont et aval sont définis par rapport au sens du flux de gaz au sein de la turbomachine.
- 15 [015] Les moyens d'étanchéité peuvent comporter au moins une lamelle s'étendant radialement et circonférentiellement, et prenant appui axialement sur la bride aval de la chambre de combustion et sur le rebord amont du distributeur.
- 20 [016] La lamelle peut être rappelée en appui sur la bride correspondante de la chambre de combustion et sur la virole correspondante du distributeur, par des moyens de rappel élastiques.
- [017] Les moyens de rappel élastiques peuvent comporter au moins un ressort de compression, par exemple un ressort hélicoïdal cylindrique ou conique.
- 25 [018] La partie radiale de la bride aval de la chambre de combustion peut comporter au moins deux orifices de refroidissement traversant la bride aval et débouchant dans l'espace, deux parmi lesdits orifices s'étendant selon deux directions formant un angle entre elles.
- 30 [019] L'ensemble peut comporter au moins un orifice incliné dans une première direction circonférentielle et au moins un orifice incliné dans une seconde direction circonférentielle, opposée à la première direction circonférentielle.

- [020]** Chacun desdits orifices est ainsi incliné par rapport au plan radial. L'angle d'inclinaison par rapport au plan radial est par exemple compris entre 15 et 75°, par exemple de l'ordre de 45°.
- [021]** Ledit ensemble peut comporter au moins un orifice orienté axialement.
- 5 **[022]** Ledit orifice n'est ainsi pas incliné dans la direction circonférentielle mais est orienté parallèlement à l'axe de la turbomachine.
- [023]** L'ensemble peut comporter au moins un premier orifice orienté axialement, et au moins un deuxième et un troisième orifices situés circonférentiellement de part et d'autre du premier orifice, les deuxième
10 et troisième orifices étant inclinés dans deux directions circonférentielles opposées.
- [024]** L'ensemble peut comporter au moins un quatrième orifice et au moins un cinquième orifice, situés respectivement circonférentiellement de part et d'autre des deuxième et troisième orifices, à l'opposé du premier
15 orifice, les quatrième et cinquième orifices étant orientés axialement.
- [025]** Les orifices peuvent présenter des inclinaisons circonférentielles multiples. Ceci permet d'assurer un refroidissement plus homogène par film d'air des plateformes du distributeur comparativement à des perçages qui sont inclinés dans la même direction.
- 20 **[026]** L'ensemble peut comporter au moins deux orifices décalés radialement et circonférentiellement l'un de l'autre.
- [027]** Les bords des orifices débouchant dans l'espace peuvent être décalés les uns des autres d'une distance comprise entre 0.1 et 6 mm.
- [028]** Les orifices peuvent être cylindriques. Les orifices peuvent présenter
25 un diamètre compris entre 0.1 mm et 6 mm, par exemple de l'ordre de 1 mm.
- [029]** L'invention peut également concerner une turbomachine, telle par exemple qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, comportant un ensemble du type précité.
- 30 **[030]** 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.

BREVE DESCRIPTION DES FIGURES

- 5 - la figure 1 est une demi-vue schématique en coupe axiale d'une partie d'un ensemble de l'art antérieur ;
- la figure 2 est une vue de détail de la figure 1 ;
- la figure 3 est une vue correspondant à la figure 2 et illustrant une forme de réalisation de l'invention ;
- 10 - la figure 4 est une vue en perspective d'une partie d'une virole externe de la chambre de combustion appartenant à l'ensemble de la figure 3.

DESCRIPTION DETAILLEE

[031] Les figures 3 et 4 représentent un ensemble pour une turbomachine selon une forme de réalisation de l'invention. Comme précédemment, ledit ensemble comporte une chambre annulaire de combustion 1 d'une
15 turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, agencée en aval d'un compresseur et d'un diffuseur (non représentés), et en amont d'un distributeur 2 d'entrée d'une turbine haute-pression.

[032] La chambre de combustion 1 comprend des viroles interne et externe 3, 4, reliées en amont à une paroi annulaire de fond de chambre.

20 **[033]** Les extrémités aval des viroles 3, 4 comportent des brides 6 interne et externe. Chaque bride 6 est annulaire et présente une section en forme de U ou en forme d'épingle. Chaque bride 6 s'étend radialement vers l'intérieur ou vers l'extérieur et comporte une partie radiale 7a rattachée à la virole interne 3 ou à la virole externe 4 de la chambre de combustion
25 1. L'extrémité libre 6a de chaque bride 6 est en outre destinée à coopérer avec un carter interne 8 ou un carter externe 9 de la chambre 1. Une partie cylindrique 7b s'étend vers l'aval depuis la partie radiale 7a de la bride 6.

5 [034] Le distributeur 2 est fixé en aval de la chambre 1 par des moyens appropriés et comprend des plateformes interne 11 et externe 12 qui sont reliées entre elles par des aubes 13 sensiblement radiales. La plateforme externe 12 du distributeur 2 est alignée axialement avec la partie d'extrémité aval de la virole externe 4 de la chambre 1, et sa plateforme interne 11 est alignée axialement avec la partie d'extrémité aval de la virole interne 3 de la chambre 1. L'extrémité amont de chaque plateforme 11, 12 du distributeur 2 comporte un rebord radial 14 de dimension plus réduite que la partie radiale 7a de la bride 6 correspondante de la chambre de combustion 1.

10 [035] L'extrémité amont de chaque plateforme 11, 12 du distributeur 2 forme généralement un décrochement 26 ou une marche descendante visant à éviter la formation d'un point d'arrêt du flux chaud issu de la chambre de combustion 1. En variante non représentée, une marche montante peut être formée. Un ensemble distributeur 2 est monté en aval de la chambre de combustion et comprend plusieurs distributeurs dont les plateformes sont des secteurs d'anneau, les plateformes des distributeurs étant montées circonférentiellement bout à bout pour créer un canal de circulation des fluides en aval de la chambre de combustion.

15 [036] Les parties radiales 7a et les rebords 14 délimitent, pour chaque virole 3, 4, un espace annulaire interne 15 qui débouche à une extrémité dans la chambre 1 et qui est fermé à son autre extrémité par des moyens d'étanchéité 16.

20 [037] Ces moyens d'étanchéité 16 comportent des lamelles d'étanchéité 17 s'étendant radialement et circonférentiellement le long de chaque secteur de distributeur 2. Chaque lamelle 17 est apte à prendre appui de façon étanche sur une face radiale du rebord 14 correspondant du distributeur 2 et sur l'extrémité libre de la partie axiale 7b de la bride 6 correspondante de la chambre de combustion 1. Les lamelles 17 sont maintenues en appui sur lesdites parties 7b, 14 à l'aide de moyens élastiques de rappel.

25

30

[038] Ces moyens élastiques sont par exemple des ressorts hélicoïdaux 18 de forme conique, montés autour de vis 19 qui sont vissées dans des pattes 20 s'étendant radialement depuis la plateforme correspondante 11, 12 du distributeur 2. Les parties aval 21 des viroles interne et externe 3, 4 peuvent comporter des multiperforations 22.

[039] La partie radiale 7a de la bride comportent des zones, situées en regard d'un distributeur 2, pourvues d'orifices 27a, 27b, 27c, 27d.

[040] En particulier, chaque zone comporte un orifice 27a circonférentiellement médian, orienté selon la direction axiale, des orifices 27b et 27c situés circonférentiellement de part et d'autre de l'orifice médian 27a, et des orifices 27d situés aux extrémités circonférentielles de chaque zone, lesdits orifices 27d étant orientés selon la direction axiale.

[041] Les orifices 27b et 27c sont inclinés selon deux directions circonférentielles opposées et forment des angles compris entre 15 et 75° avec le plan axial, par exemple un angle de l'ordre de $\pm 45^\circ$. Le signe positif ou négatif de l'angle est fonction de l'inclinaison des orifices.

[042] Les orifices 27a à 27d sont cylindriques et débouchent, en amont, dans les espaces 24 et 25 et, en aval, dans l'espace annulaire 15. Chaque orifice comporte un diamètre compris entre 0.1 mm et 6 mm, par exemple de l'ordre de 1 mm.

[043] Chaque zone peut comporter un unique orifice central 27a, dix orifices 27b, dix orifices 27c et deux paires de trois ou quatre orifices 27d, comme illustré à la figure 4.

[044] Les extrémités aval des orifices 27a à 27d, débouchant dans l'espace annulaire 15, peuvent être écartées les unes des autres dans la direction radiale et/ou dans la direction circonférentielle, d'une distance comprise entre 0.1 et 6 mm.

[045] Les orifices 27b, 27c et 27d sont ici agencés en deux rangées décalées radialement l'une de l'autre et sont disposés de façon alternée.

L'orifice 27a est décalé radialement à l'opposé de la veine d'écoulement des gaz, par rapport aux orifices 27b, 27c et 27d.

5 [046] Lors du fonctionnement de la turbomachine, de l'air de contournement 23 circule dans les espaces 24 et 25 délimités respectivement par le carter externe 9 et la virole externe 4, d'une part, et par le carter interne 8 et la virole interne 3, d'autre part. Cet air de contournement 23 traverse les multiperforations 22, de manière à limiter l'échauffement des parties aval 21 des plateformes interne et externe 3, 4, et traverse les orifices 10 27a à 27d, de manière à refroidir les plateformes correspondantes 11, 12 du distributeur haute pression 2.

CLAIMS

1. Assembly for a turbomachine, comprising:
 - a combustion chamber (1) comprising at its downstream end a radially extending downstream flange (6),
 - 5 a distributor (2) disposed downstream of the combustion chamber (1) and comprising a platform (11, 12) from which at least one vane (13) extends radially, the platform (11, 12) comprising an upstream edge extending radially and delimiting, with the downstream flange (6) disposed opposite, a gap (15) opening into the combustion
 - 10 chamber (1) at its radially inner end and closed at its radially outer end by sealing means (17, 18) fixed to the distributor (2), the downstream flange (6) of the combustion chamber (1) comprising at least one rectilinear cooling orifice (27a, 27b, 27c, 27d) passing through said flange (6) and opening into the gap (15) opposite the platform (11, 12)
 - 15 of the distributor (2),
 - wherein the radial portion (7a) of the downstream flange (6) of the combustion chamber (1) has at least two cooling orifices (27a, 27b, 27c, 27d) passing through the downstream flange (6) and opening into the gap (15), two of said orifices (27a, 27b, 27c, 27d) extending in two
 - 20 directions forming an angle with each other.
2. Assembly according to claim 1, wherein the sealing means comprise at least one radially and circumferentially extending lamella (17), which bears axially on the downstream flange (6) of the combustion chamber (1) and on the upstream edge of the distributor (2).
- 25 3. Assembly according to claim 1 or 2, comprising at least one orifice (27b) inclined in a first circumferential direction and at least one orifice (27c) inclined in a second circumferential direction, opposite to the first circumferential direction.
4. Assembly according to any one of claims 1 to 3, comprising at
- 30 least one axially oriented orifice (27a, 27d).

5. Assembly according to claim 2, comprising at least one orifice (27b) inclined in a first circumferential direction and at least one orifice (27c) inclined in a second circumferential direction, opposite to the first circumferential direction, and comprising at least one first axially oriented orifice (27a) and at least one second and one third orifice (27b, 27c) located circumferentially on either side of the first orifice (27a), the second and third orifices (27b, 27c) being inclined in two opposite circumferential directions.

6. Assembly according to claim 5, comprising at least one fourth orifice (27d) and at least one fifth orifice (27d), situated respectively circumferentially on either side of the second and third orifices (27b, 27c), opposite the first orifice (27a), the fourth and fifth orifices (27d) being oriented axially.

7. Assembly according to any one of claims 1 to 6, comprising at least two orifices (27a, 27b, 27c, 27d) radially and circumferentially offset from each other.

8. Assembly according to any one of claims 1 to 7, wherein edges of the orifices (27a, 27b, 27c, 27d) opening into the gap (15) are offset from one another by a distance of between 0.1 and 6 mm.

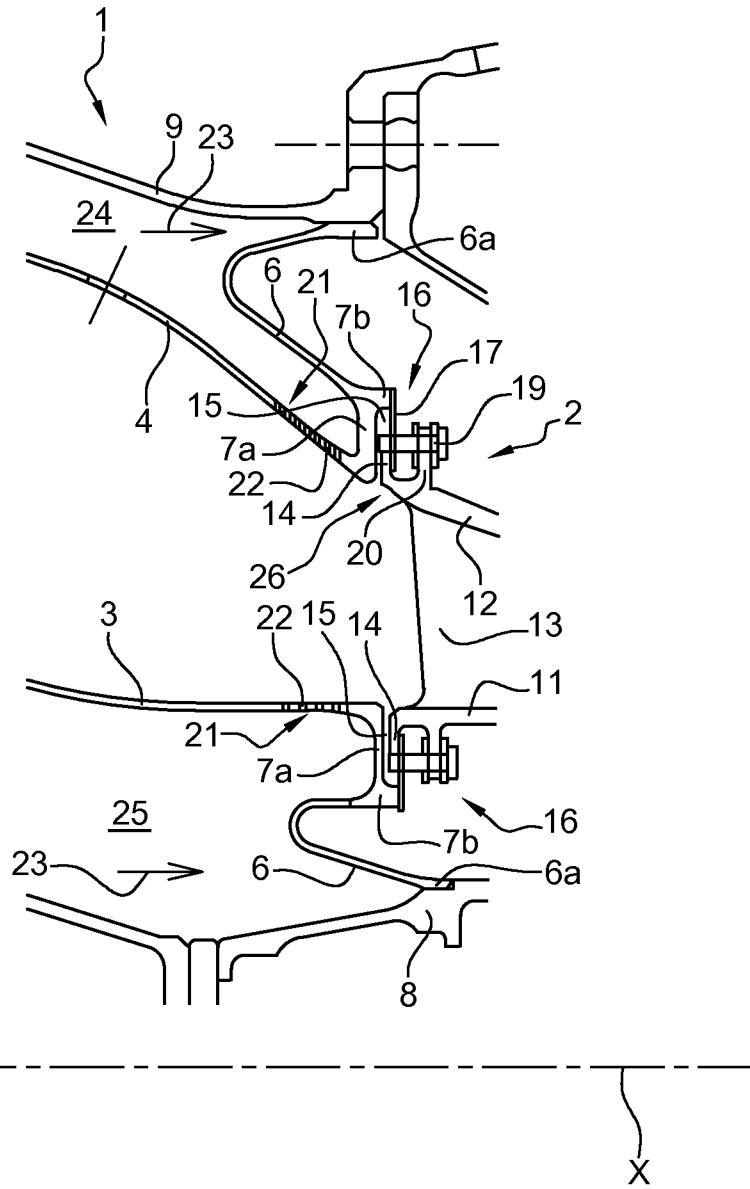
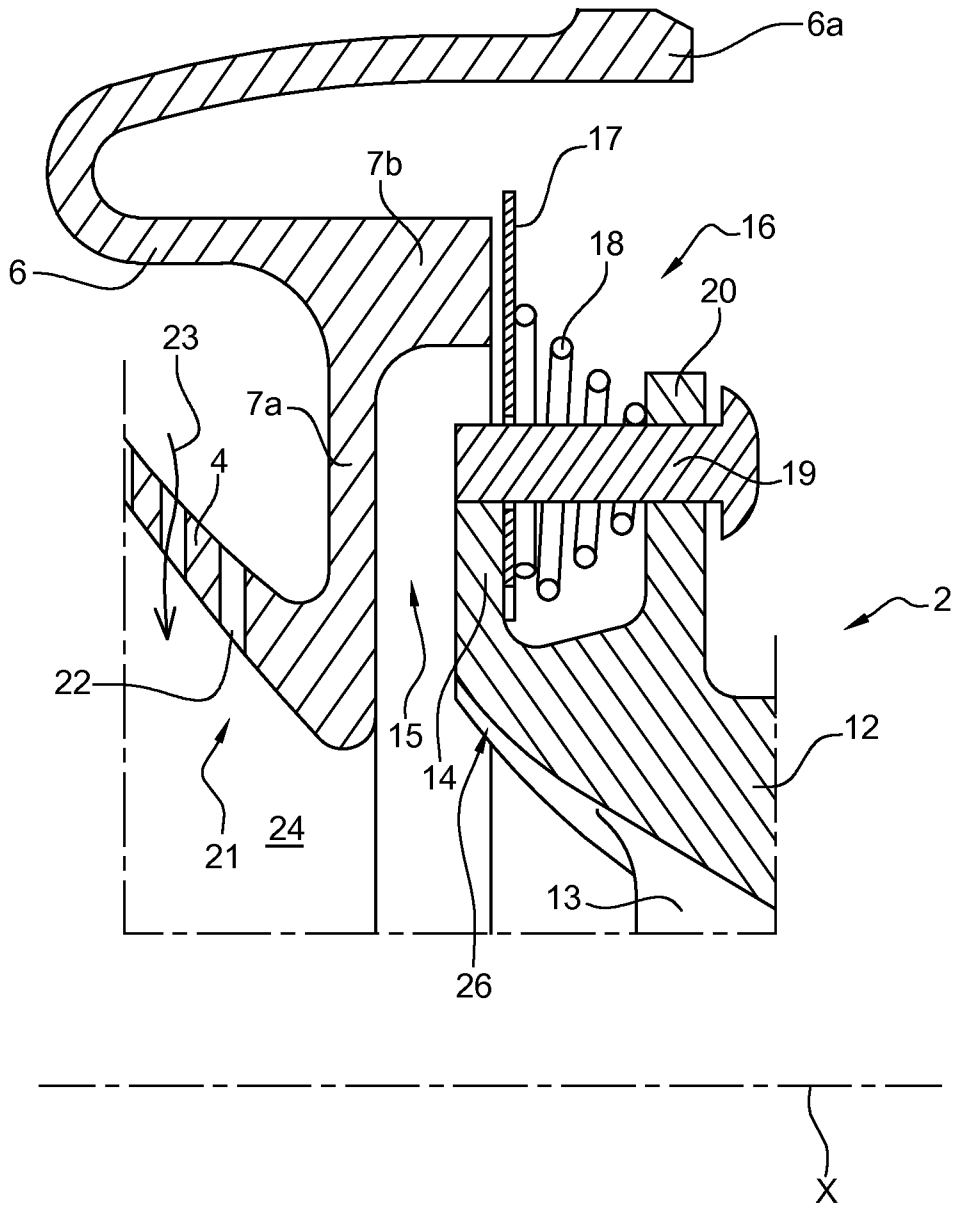


Fig. 1



3/4

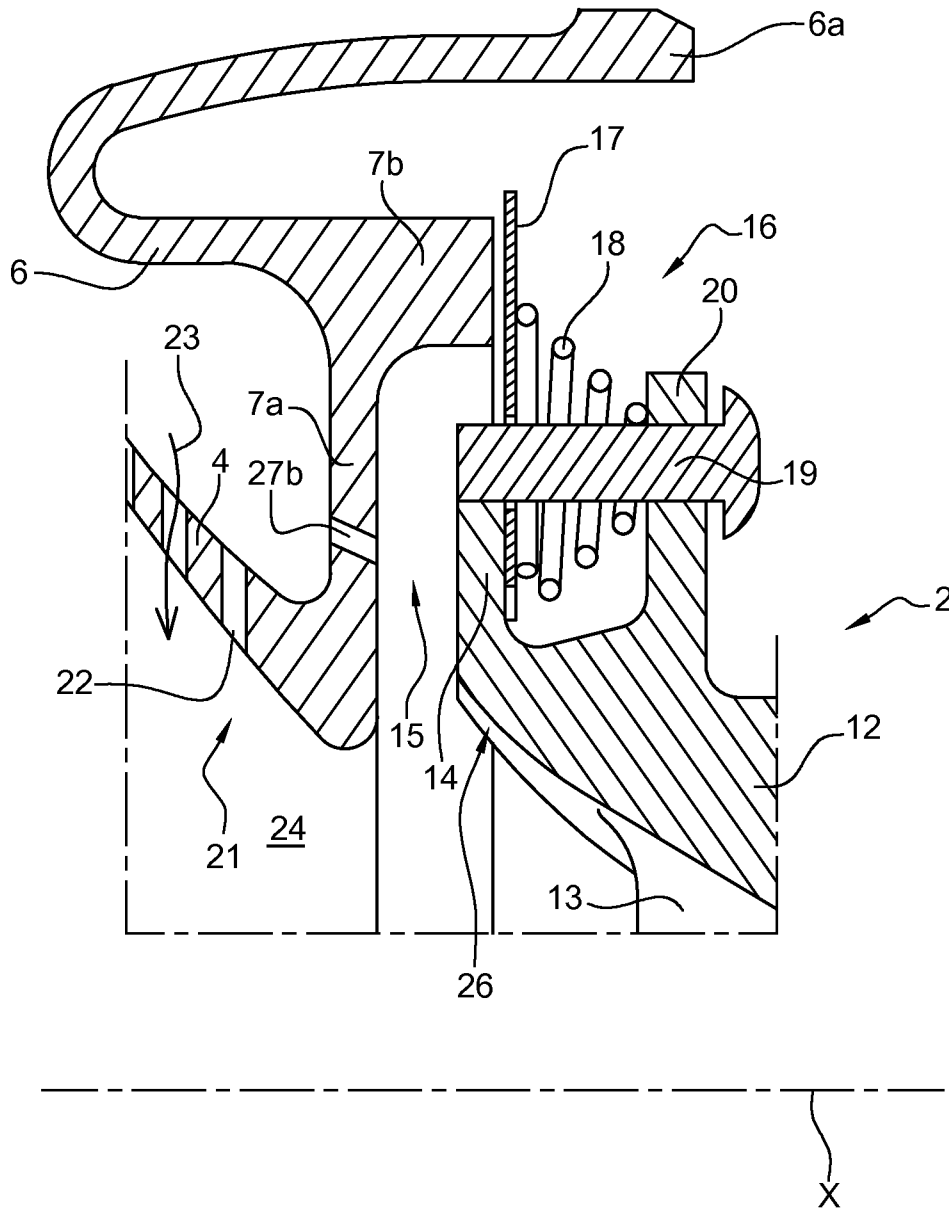


Fig. 3

4/4

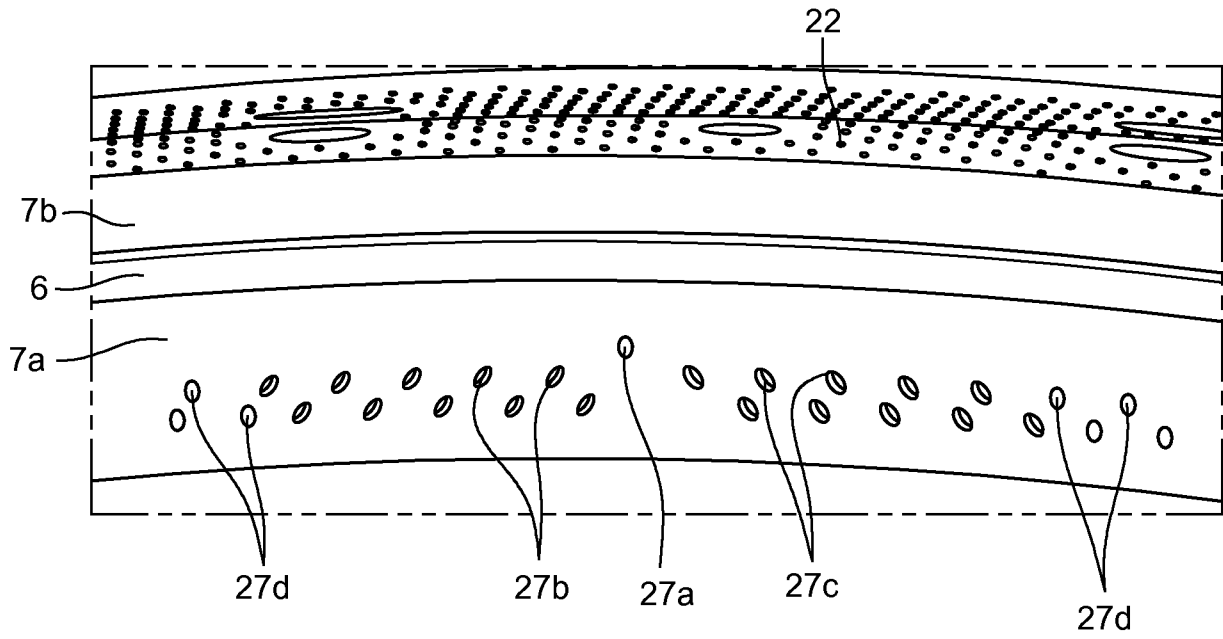


Fig. 4

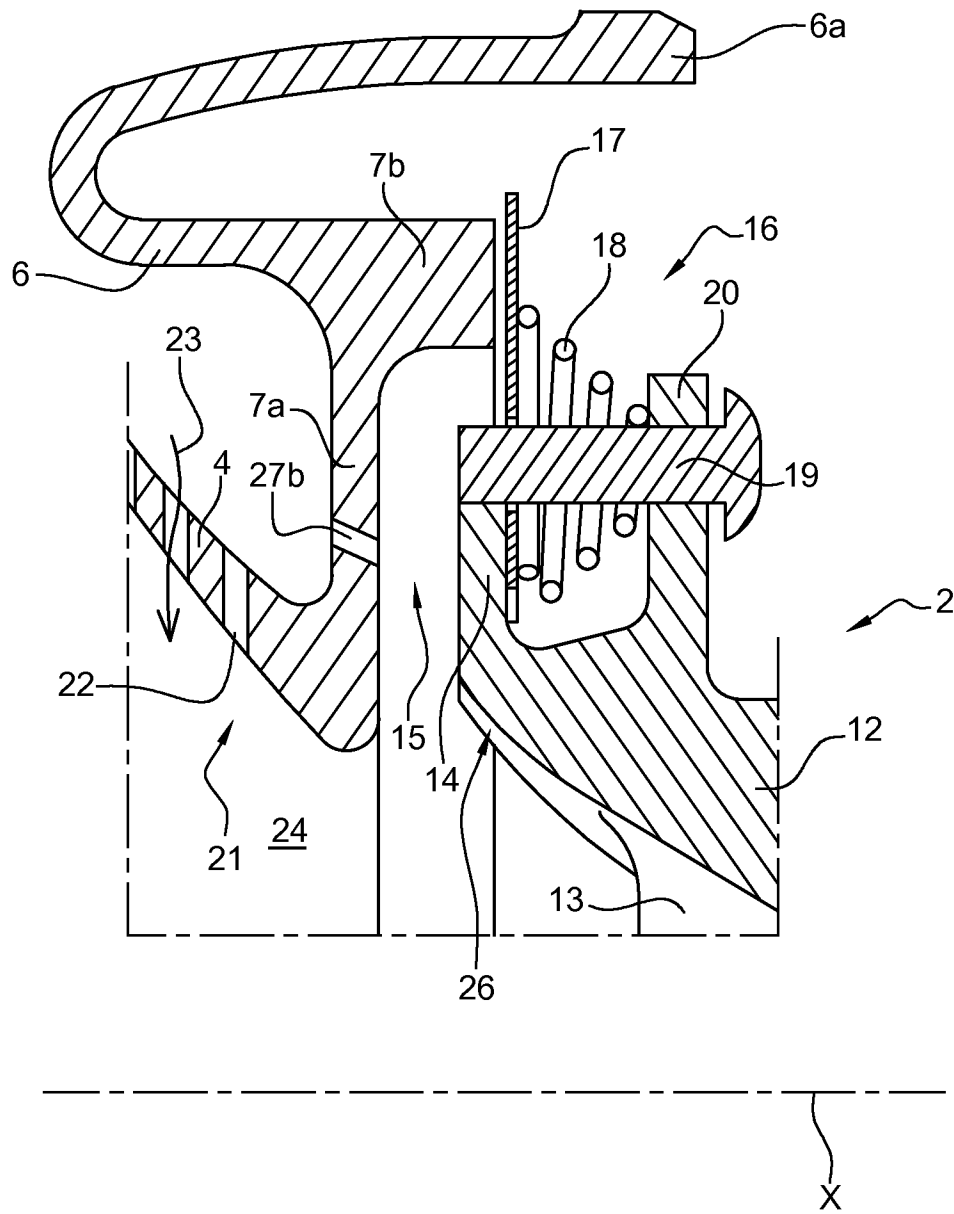


Fig. 3