

⑫ **BREVET D'INVENTION** **B1**

⑤④ TURBOMACHINE POUR AERONEF.

②② Date de dépôt : 13.12.22.

③⑦ Priorité :

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

☐ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *SAFRAN AIRCRAFT ENGINES
SAS — FR.*

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 14.06.24 Bulletin 24/24.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 29.11.24 Bulletin 24/48.

⑦② Inventeur(s) : *FERT, Jérémy Edmond.*

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

⑦③ Titulaire(s) : *SAFRAN AIRCRAFT ENGINES SAS.*

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑦④ Mandataire(s) : *GEVERS & ORES.*

FR 3 143 064 - B1



Description

Titre de l'invention : TURBOMACHINE POUR AERONEF

Domaine technique de l'invention

- [0001] L'invention concerne le domaine des turbomachines pour aéronef.
- [0002] L'invention concerne tout particulièrement le domaine des turboréacteurs à double corps comprenant une chambre de combustion destinée à être alimentée en gaz combustible, en particulier en dihydrogène.

Arrière-plan technique

- [0003] Une turbomachine d'aéronef, tel qu'un turboréacteur à double corps et à double flux, comprend typiquement, d'amont en aval dans le sens d'écoulement des gaz le long d'un axe longitudinal, une soufflante mobile en rotation autour d'un axe longitudinal, un compresseur basse pression, un compresseur haute pression, une chambre de combustion, une turbine haute pression, une turbine basse pression et une tuyère d'échappement des gaz.
- [0004] La turbomachine comprend en outre un système d'alimentation de la chambre de combustion en carburant, en particulier du kérosène. Le système d'alimentation comprend une canalisation permettant de conduire le carburant à partir d'une source de carburant jusqu'à la chambre de combustion.
- [0005] La soufflante permet l'aspiration d'un flux d'air se divisant par exemple en un flux primaire et un flux secondaire. Le flux primaire traverse une veine primaire de la turbomachine délimitée par un carter interne tandis que le flux secondaire est dirigé vers une veine secondaire entourant la veine primaire.
- [0006] Le flux primaire est comprimé au sein des compresseurs. Chaque compresseur comprend au moins un disque mobile en rotation autour de l'axe longitudinal. Chaque compresseur comprend en outre des aubes régulièrement réparties autour de chaque disque et qui permettent de comprimer le flux primaire.
- [0007] L'air comprimé est alors mélangé au carburant et brûlé dans la chambre de combustion. Les gaz issus de la combustion traversent les turbines. Chaque turbine présente au moins un disque centré sur l'axe longitudinal et des aubes régulièrement réparties autour de chaque disque qui permettent d'exercer un effort sur les gaz issus de la chambre de combustion. Les gaz s'échappent enfin au travers de la tuyère dont la section permet l'accélération de ces gaz pour générer de la propulsion.
- [0008] Afin de limiter l'impact environnemental des aéronefs, il a été proposé de remplacer le kérosène mis en œuvre dans la chambre de combustion par une énergie potentiellement plus vertueuse, notamment un gaz combustible tel que du dihydrogène (H₂). Néanmoins, la configuration actuelle des turbomachines ne permet pas la mise en

œuvre d'un tel gaz.

[0009] En effet, en fonctionnement, il existe un risque d'éclatement d'un ou des disques, phénomène connu sous l'acronyme anglais UERF pour « Uncontained Engine Rotor Failure ». Un tel éclatement peut générer des débris pouvant endommager la canalisation ou les équipements du système d'alimentation. Or, le mélange hydrogène-air dans une proportion volumique d'hydrogène comprise entre 13% et 65% devient détonant. Ainsi, compte tenu du débit du gaz de l'ordre de plusieurs centaines de g/s, de la pression du gaz pouvant être supérieure à 100 bars et du niveau d'énergie mis en jeu dans le disque, l'éclatement d'au moins un disque est susceptible de causer une explosion. Une telle explosion représente un événement catastrophique pour l'aéronef. Aussi, le mélange dihydrogène-air, dans une proportion volumique de dihydrogène comprise entre 4% et 75%, est inflammable.

[0010] Afin d'éviter d'endommager la canalisation et donc de limiter le risque d'explosion dans la turbomachine, il a été envisagé de renforcer le carter interne par un bouclier de renfort annulaire afin de contenir le ou les disques en cas d'éclatement.

[0011] Toutefois, une telle solution n'est pas envisageable dans les configurations de turbomachines actuelles. En particulier, le renforcement du carter interne pénaliserait fortement la turbomachine en termes de coût et de masse. En outre, l'intégration d'un tel bouclier de renfort n'est pas aisée compte tenu de l'épaisseur nécessaire à un tel bouclier pour remplir sa fonction de protection.

[0012] Dans ce cadre, il existe un besoin de fournir une turbomachine d'aéronef comprenant une chambre de combustion destinée à être alimentée en gaz combustible, qui soit plus légère, et économique et dont le risque d'explosion est limité voire nul.

Résumé de l'invention

[0013] A cet effet, l'invention propose une turbomachine pour un aéronef, la turbomachine présentant un axe longitudinal et comprenant :

[0014] - un corps basse pression comprenant un compresseur basse pression et une turbine basse pression,

[0015] - un corps haute pression comprenant un compresseur haute pression et une turbine haute pression, et

[0016] - une chambre de combustion.

[0017] La turbomachine selon l'invention est remarquable en ce que :

[0018] - le corps haute pression est agencé à l'arrière du corps basse pression, et le compresseur haute pression est situé à l'arrière de la turbine haute pression,

[0019] - la chambre de combustion est située à l'arrière de la turbine haute pression, voire du compresseur haute pression,

[0020] et en ce qu'elle comprend en outre un système d'alimentation de la chambre de

combustion en gaz combustible, ce système d'alimentation étant situé à l'arrière de la turbine haute pression, voire du compresseur haute pression.

- [0021] Selon l'invention, la turbomachine comprend donc d'avant en arrière le long de l'axe longitudinal, et dans le sens d'écoulement du flux d'air secondaire, le compresseur basse pression, la turbine basse pression, la turbine haute pression et le compresseur haute pression.
- [0022] Selon l'invention, la chambre de combustion ainsi que son système d'alimentation en gaz combustible sont situés au moins en arrière de la turbine haute pression.
- [0023] Ainsi, grâce à cette configuration particulière de la turbomachine, le système d'alimentation en gaz combustible est situé en dehors de la zone d'éclatement du disque de turbine. En cas d'éclatement d'un tel disque, le risque d'endommager le système d'alimentation en gaz combustible de la chambre de combustible est limité. Le risque de fuite du gaz combustible est donc fortement réduit limitant ainsi le risque d'explosion dans la turbomachine et/ou l'aéronef.
- [0024] Selon un mode de réalisation particulièrement avantageux de l'invention, la chambre de combustion et son système d'alimentation sont situés à l'arrière du compresseur haute pression. Un tel mode de réalisation permet de réduire encore les risques d'explosion dans la turbomachine et/ou l'aéronef.
- [0025] En effet, selon ce mode, le système d'alimentation en gaz combustible est situé en dehors de la zone d'éclatement du disque de compresseur. En cas d'éclatement d'un tel disque, le risque d'endommager le système d'alimentation en gaz combustible de la chambre de combustion est limité. Le risque de fuite du gaz combustible est donc fortement réduit.
- [0026] L'invention peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises isolément les unes des autres ou en combinaison les unes avec les autres :
- [0027] - la chambre de combustion comprend une enceinte annulaire située au moins en partie radialement à l'extérieur du compresseur haute pression et un fond de chambre dans lequel est ménagé au moins un port d'injection de gaz combustible, ce port d'injection débouchant dans l'enceinte annulaire et étant relié au système d'alimentation,
- [0028] - le fond de chambre est situé à une extrémité arrière de la chambre de combustion,
- [0029] - la chambre de combustion comprend une enceinte annulaire située à l'arrière du compresseur haute pression et un fond de chambre dans lequel est ménagé au moins un port d'injection de gaz combustible, ce port d'injection débouchant dans l'enceinte annulaire et étant relié au système d'alimentation,
- [0030] - une veine primaire annulaire et une veine secondaire annulaire agencée autour de la veine primaire, la veine primaire présentant :
- [0031] - un premier circuit d'écoulement d'un flux d'air primaire de l'avant vers l'arrière

- dans les compresseurs basse pression et haute pression jusqu'à la chambre de combustion,
- [0032] - un second circuit d'écoulement des gaz issus de la chambre de combustion de l'arrière vers l'avant dans la turbine haute pression et la turbine basse pression,
- [0033] - un carter basse pression agencé axialement entre le compresseur basse pression et la turbine basse pression, ce carter basse pression comportant une virole externe, une virole interne et des première et seconde viroles intermédiaires agencées radialement entre les viroles interne et externe, les viroles externe, interne et intermédiaires étant annulaires et centrées sur l'axe longitudinal, la virole externe et la seconde virole intermédiaire délimitant une portion de la veine secondaire, les première et seconde viroles intermédiaires délimitant une portion du premier circuit d'écoulement du flux d'air primaire,
- [0034] - le carter basse pression comprend des premières ailettes agencées entre la virole externe et la seconde virole intermédiaire, les premières ailettes étant configurées pour rediriger les gaz issus de la turbine basse pression dans la veine secondaire,
- [0035] - un carter haute pression agencé axialement entre la turbine haute pression et le compresseur haute pression, ce carter haute pression comportant des premiers conduits longitudinaux d'écoulement du flux d'air primaire et des seconds conduits longitudinaux d'écoulement des gaz issus de la chambre de combustion, les premier et second conduits étant enchevêtrés de sorte que le flux d'air primaire et les gaz se croisent suivant deux directions différentes,
- [0036] - les premier conduits sont régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal et séparés par des premières lumières et les seconds conduits sont régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal et séparés par des secondes lumières, les premiers conduits traversant les secondes lumières et les seconds conduits traversant les premières lumières,
- [0037] - le compresseur basse pression est relié à la turbine basse pression par un arbre basse pression, et au moins un palier avant est agencé radialement entre cet arbre basse pression et le carter basse pression,
- [0038] - la turbine haute pression est reliée au compresseur haute pression par un arbre haute pression, et au moins un palier arrière est agencé radialement entre l'arbre haute pression et le carter haute pression,
- [0039] - une soufflante agencée à l'avant du compresseur basse pression et optionnellement un carter de soufflante agencé autour de la soufflante.
- [0040] L'invention concerne également un aéronef comprenant une turbomachine selon l'une quelconque des caractéristiques précédentes.

Brève description des figures

- [0041] D'autres caractéristiques et avantages ressortiront de la description qui suit de modes de réalisation non limitatifs de l'invention en référence aux dessins annexés sur lesquels :
- [0042] la [Fig.1] est une représentation schématique d'un aéronef selon l'invention,
- [0043] la [Fig.2] est une représentation schématique en coupe longitudinale d'une demi-turbomachine selon l'invention,
- [0044] la [Fig.3] est une représentation en perspective d'un carter basse pression équipant la turbomachine selon l'invention,
- [0045] la [Fig.3a] est une vue avant du carter basse pression équipant la turbomachine selon l'invention,
- [0046] la [Fig.3b] est une vue arrière du carter basse pression équipant la turbomachine selon l'invention,
- [0047] la [Fig.4] est une représentation en perspective d'un carter haute pression équipant la turbomachine selon l'invention,
- [0048] la [Fig.4a] est une représentation en perspective d'une première virole du carter haute pression de la [Fig.4],
- [0049] la [Fig.4b] est une représentation en perspective d'une seconde virole du carter haute pression de la [Fig.4],
- [0050] la [Fig.5] est une représentation schématique en coupe longitudinale d'une chambre de combustion selon l'invention,
- [0051] la [Fig.6] est une représentation schématique en coupe longitudinale d'une demi-turbomachine d'aéronef selon un autre exemple de réalisation,
- [0052] la [Fig.7] est une représentation schématique en coupe longitudinale de la demi-turbomachine d'aéronef de la [Fig.2], dans laquelle la circulation des flux est illustrée.

Description détaillée de l'invention

- [0053] Un aéronef 1 est par exemple représenté sur la [Fig.1]. L'aéronef 1 comprend un fuselage 2 et deux ailes 3 montées de part et d'autre du fuselage 2. L'aéronef 1 comprend en outre au moins deux turbomachines 4 respectivement solidaires des deux ailes 3.
- [0054] En référence à la [Fig.2], chaque turbomachine 4 s'étend autour et le long d'un axe longitudinal X.
- [0055] Dans la présente demande, les termes « avant » et « arrière », sont définis par rapport au sens de circulation d'un flux d'air secondaire F2 dans la turbomachine 4 suivant l'axe longitudinal X, notamment de gauche à droite sur la [Fig.2].
- [0056] Les termes « axial », « axialement », « radial », « radialement », sont définis par rapport à l'axe longitudinal X de la turbomachine 4.
- [0057] Les termes « interne », « intérieur », « externe », « extérieur », « extérieurement »,

sont définis par rapport à l'éloignement de l'axe longitudinal X le long d'un axe radial perpendiculaire à l'axe longitudinal X.

- [0058] La turbomachine 4 est par exemple un turboréacteur à double corps et à double flux. Elle comprend un moteur M comprenant d'avant en arrière, optionnellement une soufflante 5, un corps basse pression 6 et un corps haute pression 7. Selon l'invention, les corps basse pression et haute pression 6, 7 sont indépendants mécaniquement.
- [0059] Le corps basse pression 6 comprend, d'avant en arrière, un compresseur basse pression 8 et une turbine basse pression 9. Le corps basse pression 6 comprend en outre un arbre basse pression 10 reliant le compresseur basse pression 8 et la turbine basse pression 9. Avantageusement, l'arbre basse pression 10 est relié à la soufflante 5 par exemple par l'intermédiaire d'un réducteur de vitesse (non représenté).
- [0060] Le corps haute pression 7 comprend, d'avant en arrière, une turbine haute pression 11 et un compresseur haute pression 12. Le corps haute pression 6 comprend en outre un arbre haute pression 13 reliant la turbine haute pression 11 au compresseur haute pression 12.
- [0061] Les arbres basse pression et haute pression 10, 13 sont centrés sur l'axe longitudinal X. Ils sont à distance axialement l'un de l'autre. Les arbres basse pression et haute pression 10, 13 sont ainsi séparés par une distance axiale d.
- [0062] Chaque compresseur 8, 12 et chaque turbine 9, 11 comprend au moins un disque centré sur l'axe longitudinal X et des aubes rotoriques régulièrement réparties autour du disque (non illustré). Le disque est monté rotatif autour de l'axe longitudinal et forme avec les aubes rotoriques un rotor. Chaque compresseur et chaque turbine comprend également au moins une rangée d'aubes statoriques montées autour de l'axe longitudinal X. Les aubes statoriques sont montées en amont ou en aval des aubes rotoriques. Une paire de rangée d'aubes rotoriques et d'aubes statoriques forme un étage. Le compresseur et/ou la turbine peut comprendre un ou plusieurs étages.
- [0063] Avantageusement, la turbomachine 4 comprend en outre un carter basse pression 14 et/ou un carter haute pression 15. Avantageusement, le carter basse pression 14 et le carter haute pression 15 sont centrés sur l'axe longitudinal X.
- [0064] Le carter basse pression 14 est situé axialement entre le compresseur basse pression 8 et la turbine basse pression 9. En référence aux figures 3, 3a, 3b, le carter basse pression 14 comprend une virole externe 140, une virole interne 142 et des première et seconde viroles intermédiaires 144, 146 agencées radialement entre les viroles externe et interne 140, 142. La seconde virole intermédiaire 146 est agencée autour de la première virole intermédiaire 144.
- [0065] Les viroles externe, interne et intermédiaires 140, 142, 144, 146 sont annulaires. Elles sont coaxiales et centrées sur l'axe longitudinal X. La virole externe 140 et la seconde virole intermédiaire 146 délimitent entre elles une portion d'une veine se-

conduire v2 d'écoulement d'un flux d'air secondaire F2. Elles sont reliées par des premiers bras 148 radiaux s'étendant radialement entre la virole externe 140 et la seconde virole intermédiaire 146.

- [0066] Les premiers bras 148 sont régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal X. Chaque premier bras 148 comprend un carénage 148a creux et des premières ailettes 148b situées dans le carénage 148a. Le carénage 148a présente une forme générale d'un U ouvert vers l'arrière. Plus précisément, le carénage 148a comprend des première et seconde parois 148c, 148d radiales reliées par leurs bords avant par un nez 148e. Le nez 148e présente une surface aérodynamique qui permet de minimiser les perturbations de l'écoulement du flux d'air secondaire F2. Les bords arrière des première et seconde parois 148c, 148d sont libres. Les premières ailettes 148b sont superposées radialement dans le carénage 148a.
- [0067] Les première et seconde viroles intermédiaires 144, 146 définissent entre elles une portion d'une veine primaire v1 d'écoulement d'un flux d'air primaire F1. Le carter basse pression 14 comprend en outre des seconds bras 149a s'étendant radialement entre les première et seconde viroles intermédiaires 144, 146. Les seconds bras 149a sont alignés radialement avec les premiers bras 148. Les seconds bras 149a présentent une surface aérodynamique pour minimiser les perturbations de l'écoulement du flux d'air primaire F1.
- [0068] Le carter basse pression 14 comprend en outre des troisièmes bras 149b s'étendant radialement entre la virole interne 142 et la première virole intermédiaire 144. Les troisièmes bras 149b sont décalés circonférentiellement par rapport aux premiers et seconds bras 148, 149a. De manière avantageuse, chaque troisième bras 149b est agencé circonférentiellement entre deux seconds bras 149a.
- [0069] Le carter basse pression 14 comprend en outre des secondes ailettes 149c agencées circonférentiellement entre les troisièmes bras 149b. Les secondes ailettes 149c sont superposées radialement entre la virole interne 142 et la première virole intermédiaire 144.
- [0070] Le carter haute pression 15 est situé axialement entre la turbine haute pression 11 et le compresseur haute pression 12. En référence à la [Fig.4], le carter haute pression 15 comprend une première virole 150 annulaire centrée sur l'axe longitudinal X et une seconde virole 152 annulaire centrée sur l'axe longitudinal X.
- [0071] La première virole 150 s'étend axialement entre une première extrémité annulaire avant 150a et une première extrémité annulaire arrière 150b. La première extrémité annulaire avant 150a présente avantageusement un diamètre interne supérieur au diamètre interne de la première extrémité annulaire arrière 150b. Ainsi, la première virole 150 présente un diamètre dégressif vers l'arrière. La première virole 150 présente par exemple une forme sensiblement tronconique.

- [0072] Comme mieux visible sur la [Fig.4a], la première virole 150 comprend des premiers conduits 154 régulièrement répartis autour de l'axe longitudinal X. Chaque premier conduit 154 s'étend longitudinalement entre les première extrémités avant et arrière 150a, 150b.
- [0073] Chaque premier conduit 154 comprend une paroi interne 154a, une paroi externe 154b et un passage 154c défini entre les parois interne et externe 154a, 154b. Chaque premier conduit 154 comprend en outre des parois latérales 154l reliant les parois interne et externe 156a, 156b. Les parois latérales 154l séparent ainsi les premier conduits 154 entre eux. Chaque premier conduit 154 s'étend longitudinalement entre un tronçon avant 154d et un tronçon arrière 154e reliés par un tronçon central 154f . Les tronçons avant 154d s'étendent avantageusement chacun selon un secteur angulaire supérieur au secteur angulaire de chaque tronçon arrière 154e. Chaque tronçon central 154f s'étend sur un secteur angulaire inférieur aux secteurs angulaires des tronçons avant et arrière 154d, 154e. Les tronçons central 154f s'évasent vers l'avant et vers l'arrière. Ainsi, chaque premier conduit 154 présente sensiblement une forme de sablier.
- [0074] La première virole 150 comprend en outre des premières lumières 155 entre chaque premier conduit 154. Les premières lumières 155 sont traversantes. Elles débouchent ainsi à l'intérieur et à l'extérieur de la première virole 150. Les premières lumières 155 sont réparties régulièrement autour de l'axe longitudinal X.
- [0075] La seconde virole 152 s'étend axialement entre une seconde extrémité annulaire avant 152a et une seconde extrémité annulaire arrière 152b. La seconde extrémité annulaire avant 152a présente avantageusement un diamètre interne inférieur au diamètre interne de la seconde extrémité annulaire arrière 152b. Ainsi, la seconde virole 150 présente un diamètre progressif, c'est-à-dire qui croît, vers l'arrière. La seconde virole 150 présente par exemple une forme sensiblement tronconique.
- [0076] Préférentiellement, la première extrémité annulaire avant 150a de la première virole 150 est agencée autour de la seconde extrémité annulaire avant 152a de la seconde virole 152 et la seconde extrémité annulaire arrière 152b de la seconde virole 152 est agencée autour de la première extrémité annulaire arrière 150b. Les première et seconde viroles 150, 152 sont ainsi imbriquées l'une dans l'autre.
- [0077] Comme mieux visible sur la [Fig.4b], la seconde virole 152 comprend au moins un second conduit 156 et avantageusement une pluralité de seconds conduits 156 régulièrement répartis autour de l'axe longitudinal X. Chaque second conduit 156 s'étend longitudinalement entre les secondes extrémités avant et arrière 152a, 152b.
- [0078] Chaque second conduit 156 comprend une paroi interne 156a, une paroi externe 156b et un passage 156c défini entre les parois interne et externe 156a, 156b. Chaque second conduit 156 comprend en outre des parois latérales 156l reliant les parois

interne et externe 156a, 156b. Les parois latérales 156l séparent ainsi les seconds conduits 156 entre eux.

- [0079] Chaque second conduit 156 s'étend longitudinalement entre un tronçon avant 156d et un tronçon arrière 156e reliés par un tronçon central 156f. Les tronçons avant 156d s'étendent avantageusement chacun sur un secteur angulaire inférieur au secteur angulaire de chaque tronçon arrière 156e. Chaque tronçon central 156f s'étend sur un secteur angulaire inférieur aux secteurs angulaires des tronçons avant et arrière 156d, 156e. Le tronçon central 156f s'évase vers l'amont et vers l'aval. Ainsi, chaque bras 156 présente sensiblement une forme de sablier.
- [0080] La seconde virole 152 comprend en outre des secondes lumières 157 entre chaque second conduit 156. Les secondes lumières 157 sont traversantes. Elles débouchent ainsi à l'intérieur et à l'extérieur de la seconde virole 152. Les secondes lumières 157 sont réparties régulièrement autour de l'axe longitudinal X.
- [0081] En référence à la [Fig.4], les premier et second conduits 154, 156 sont enchevêtrés les uns avec les autres. Les premiers conduits 154 traversent respectivement les secondes lumières 157 et les seconds conduits 156 traversent respectivement les premières lumières 155. Ainsi, les tronçons avant 156d des seconds conduits 156 sont agencés radialement à l'intérieur des tronçons avant 154d des premiers conduits 154 et les tronçons arrière 156e des seconds conduits 156 sont agencés radialement autour des tronçons arrière 154e des premiers conduits 154. En d'autres termes, suivant un plan médian perpendiculaire à l'axe longitudinal X, le carter haute pression 15 comprend une alternance de tronçons centraux 154f des premiers conduits 154 et de tronçons centraux 156f des seconds conduits 156 autour de l'axe longitudinal X. De même, un premier conduit 154 et un deuxième conduit 156 adjacent forment sensiblement un X dans un plan radial passant par l'axe longitudinal X.
- [0082] L'arbre passe pression 10 est guidé en rotation autour de l'axe longitudinal X par un premier palier avant 16 et optionnellement un second palier avant 17. Les premier et second paliers avant 16, 17 sont agencés radialement entre le carter basse pression 14 et l'arbre basse pression 10.
- [0083] L'arbre haute pression 13 est guidé en rotation autour de l'axe longitudinal X par un premier palier arrière 18 et optionnellement un second palier arrière 19. Les premier et second paliers arrière 18, 19 sont agencés radialement entre le carter haute pression 15 et l'arbre haute pression 13.
- [0084] Chaque palier avant 16, 17 comprend un roulement tel que des rouleaux ou des billes agencé entre une bague externe et une bague interne. La bague interne est reliée à l'arbre basse pression 10 et la bague externe est reliée au carter basse pression 14 par l'intermédiaire d'un support de palier 16a, 17a.
- [0085] Chaque palier arrière 18, 19 comprend un roulement tel que des rouleaux ou des

billes agencé entre une bague externe et une bague interne. La bague interne est reliée à l'arbre haute pression 13 et la bague externe est reliée au carter haute pression 15 par l'intermédiaire d'un support de palier 18a, 19a.

- [0086] Avantageusement, la turbomachine 4 est reliée à l'aile 3 par un mât 20. Le mât 20 comprend un bâti 20a reliant le carter basse pression 14 au carter haute pression 15. En particulier, le bâti 20a est fixé à la virole externe 140 du carter basse pression 14 et aux première et/ou seconde viroles 150, 152 du carter haute pression 15. Le mât 20 est par ailleurs relié à une nacelle 20' entourant le moteur M de la turbomachine 4. La nacelle 20' est centrée sur l'axe longitudinal X.
- [0087] La turbomachine 4 comprend en outre une tuyère E d'échappement. La tuyère E est annulaire et centrée sur l'axe longitudinal X. Elle est montée autour de la chambre de combustion 23. Elle est reliée axialement à la nacelle 20'.
- [0088] La turbomachine 4 comprend en outre un carter de soufflante 21. Le carter de soufflante 21 est centré sur l'axe longitudinal X et entoure la soufflante 5. Il est agencé à l'intérieur de la nacelle 20' et relié cette dernière. Il est par ailleurs relié axialement à la virole externe 140 du carter basse pression 14.
- [0089] La turbomachine 4 comprend en outre un carter inter-veines 22 centré sur l'axe longitudinal X. Le carter inter-veines 22 est agencé à l'intérieur du carter de soufflante 21. Il est relié axialement à la virole intermédiaire 144 du carter basse pression 140. Le carter inter-veines 22 présente une portion cylindrique 22a et une portion tronconique 22b. Dans le présent exemple, la portion tronconique 22b est agencée en arrière de la portion cylindrique 22a. La tuyère E est montée autour de la portion cylindrique 22a. La portion tronconique 22b est reliée au mât 20.
- [0090] Selon l'invention, la turbomachine 4 comprend en outre une chambre de combustion 23 et un système d'alimentation 24 de la chambre de combustion 23 en gaz combustible.
- [0091] En référence à la [Fig.5], la chambre de combustion 23 comprend une paroi externe 230 et une paroi interne 232. Les parois externe et interne 230, 232 sont annulaires et centrées sur l'axe longitudinal X. Les parois externe et interne 230, 232 délimitent entre elles une enceinte annulaire 234. Elles sont reliées à leurs extrémité arrière par un fond de chambre 236. Le fond de chambre 236 est ainsi située à une extrémité arrière de la chambre de combustion 22. Le fond de chambre 236 présente un port d'injection 238 du gaz combustible.
- [0092] La chambre de combustion 23 comprend en outre un injecteur 239 destiné à injecter du gaz combustible dans l'enceinte 234. L'injecteur 239 traverse le port d'injection 238 et débouche dans l'enceinte annulaire 234.
- [0093] Selon l'invention, la chambre de combustion 23 est agencée à l'arrière de la turbine haute pression 11, en particulier à l'arrière du dernier rotor de la turbine haute pression

11. Selon un mode de réalisation particulièrement avantageux, la chambre de combustion 23 est agencée à l'arrière du compresseur haute pression 12, en particulier à l'arrière du dernier rotor du compresseur haute pression 12. Elle est par exemple reliée au carter du compresseur haute pression 12.
- [0094] Selon un premier mode de réalisation illustré sur la [Fig.6], l'enceinte annulaire 234 est située radialement à l'extérieur du compresseur haute pression 12 et le fond de chambre 236 est situé à l'arrière du compresseur haute pression 12.
- [0095] Selon un second mode de réalisation illustré sur les figures 2 et 7, la chambre de combustion 23 est située à l'arrière du compresseur haute pression 12. Selon ce mode de réalisation, l'enceinte annulaire 234 est située à l'arrière du compresseur haute pression 12, en particulier à l'arrière du dernier rotor du compresseur haute pression 12.
- [0096] Le système d'alimentation 24 est situé à l'arrière de la turbine haute pression 11. Préférentiellement, le système d'alimentation 24 est situé à l'arrière du compresseur haute pression 12.
- [0097] Le système d'alimentation 24 comprend une canalisation 240 pour le passage du gaz combustible et optionnellement une source 242 de gaz combustible.
- [0098] La canalisation 240 s'étend radialement entre la chambre de combustion 23 et la source 242. La canalisation 240 présente une section d'entrée 240a du gaz combustible reliée à la source 242 et une section de sortie 240b du gaz combustible reliée à la chambre de combustion 23, notamment à l'injecteur 239. La canalisation 240 peut être située dans un compartiment s'étendant de la chambre de combustion 23 jusqu'à la source 242. Une telle configuration permet de séparer le système d'alimentation 23 des autres éléments de la turbomachine 4.
- [0099] La source 242 de gaz combustible est située par exemple dans l'aile 3 de l'aéronef 1. Le gaz combustible est par exemple du gaz naturel, du méthane (CH_4), ou de l'ammoniac (NH_3). Le gaz combustible est de manière avantageuse du dihydrogène (H_2).
- [0100] Les veines primaire et secondaire v_1 , v_2 sont annulaires. La veine secondaire v_2 entoure la veine primaire v_1 . Une portion de la veine secondaire v_2 est délimitée par la virole externe 140 autour de la seconde virole intermédiaire 146 du carter basse pression 14 et une portion de la veine primaire v_1 est délimitée par la seconde virole intermédiaire 146 autour de la première virole intermédiaire 144.
- [0101] En fonctionnement, la soufflante 5 permet l'aspiration d'un flux d'air principal F qui se divise en un flux d'air primaire F1 et un flux d'air secondaire F2.
- [0102] En référence aux [Fig.6] et 7, la veine primaire v_1 comprend un premier circuit c1 configuré pour conduire le flux d'air primaire F1 d'avant en arrière. Le flux d'air primaire F1 traverse successivement le compresseur basse pression 8, le carter basse

- pression 14, le carter haute pression 15 et le compresseur haute pression 12.
- [0103] Le flux d'air primaire F1 s'écoule dans le compresseur basse pression 8 puis dans le carter basse pression 14, entre les première et seconde viroles intermédiaires 144, 146. Le flux d'air primaire F1 s'écoule ensuite dans le carter haute pression 15, dans les premiers conduits 154, puis dans le compresseur haute pression 12.
- [0104] Le flux d'air primaire F1 comprimé est alors dirigé dans la chambre de combustion 23. Le flux d'air primaire F1 comprimé est mélangé au gaz combustible dans la chambre de combustion 23. La réaction de combustion dans la chambre de combustion 23 forme des gaz G.
- [0105] La veine primaire v1 comprend en outre un second circuit c2 configuré pour conduire le flux de gaz G issus de la combustion d'arrière en avant. Les gaz G traversent successivement le carter haute pression 15, la turbine haute pression 11, la turbine basse pression 9 et le carter basse pression 14.
- [0106] Les gaz G s'écoulent dans le carter haute pression 15, dans les seconds conduits 156, puis dans la turbine haute pression 11 et dans la turbine basse pression 9. Les gaz G s'écoulent ensuite dans le carter basse pression 14. Dans le carter basse pression 14, les gaz G sont dirigés par les seconds et troisièmes bras 149a, 149b vers les première ailettes 148a. Les ailettes 148a permettent alors de rediriger les gaz G dans la veine secondaire v2.
- [0107] Grâce aux premiers bras 148 creux et ouverts vers l'arrière, les gaz G circulant de l'arrière vers l'avant peuvent subir un virage à 180° par les ailettes 148a et s'écouler dans la veine secondaire v2.
- [0108] Par ailleurs, il en découle que le flux d'air primaire F1 et les gaz G s'écoulent suivant deux directions différentes. Les gaz G et le flux primaire F1 se croisent dans chacun des carters basse pression et haute pression 14, 15.
- [0109] Le flux d'air secondaire F2 s'écoule dans la veine secondaire v2.
- [0110] Les gaz G se mélangent au flux secondaire F2 dans la veine secondaire v2. Ce mélange Me du flux d'air secondaire F2 et des gaz G permet d'une part de diminuer le bruit dans la turbomachine 4 et d'autre part de refroidir les gaz G pour limiter la formation de trainées de condensation. Le mélange Me s'échappe enfin au travers de la tuyère E pour générer de la propulsion.
- [0111] Selon l'invention, les modules basse pression 6 et haute pression 7 sont agencés en série, de l'avant vers l'arrière et la chambre de combustion 23 est située en arrière au moins de la turbine haute pression 11. Par conséquent, le système d'alimentation 24 de la chambre de combustion 23 est situé à l'arrière de la turbine haute pression 11, et donc en dehors de la zone d'éclatement Z1 du disque de turbines 9, 11.
- [0112] En cas d'éclatement d'un disque de turbines 9, 11, les risques d'endommager le système d'alimentation 24 est limité et le risque de fuite du gaz combustible est par

conséquent également limité.

[0113] Grâce à la configuration particulière de la turbomachine 4 selon l'invention, les risques d'explosion dans la turbomachine 4 et/ou l'aéronef 1 sont donc fortement réduits.

[0114] Par ailleurs, selon un mode de réalisation particulièrement avantageux, la chambre de combustion 23 est située en arrière du compresseur haute pression 12. Selon ce mode, le système d'alimentation 24 de la chambre de combustion 23 est situé en arrière du compresseur haute pression 12 et donc en dehors de la zone d'éclatement Z2 du disque de compresseurs 8, 12. En cas d'éclatement d'un disque de compresseur 8, 12, le risque d'endommager le système d'alimentation 24 est encore plus limité et le risque de fuite du gaz combustible est par conséquent également encore plus limité.

[0115] Grâce à ce mode de réalisation de la turbomachine 4, les risques d'explosion dans la turbomachine 4 et/ou l'aéronef 1 sont donc encore plus fortement réduits.

[0116] Par ailleurs, la configuration modulaire des corps basse pression et haute pression 6, 7 permet de réduire la longueur axiale des arbres basse pression et haute pression 10, 13. La masse totale de la turbomachine 4 est donc plus faible et l'intégration mécanique des arbres basse pression et haute pression 10, 13 est simplifiée.

Revendications

- [Revendication 1] Turbomachine (4) pour un aéronef (1), la turbomachine (4) présentant un axe longitudinal (X) et comprenant :
- un corps basse pression (6) comprenant un compresseur basse pression (8) et une turbine basse pression (9),
 - un corps haute pression (7) comprenant un compresseur haute pression (12) et une turbine haute pression (11), et
 - une chambre de combustion (23),
- la turbomachine (4) étant caractérisée en ce que :
- le corps haute pression (7) est agencé à l'arrière du corps basse pression (6), et le compresseur haute pression (12) est situé à l'arrière de la turbine haute pression (11),
 - la chambre de combustion (23) est située à l'arrière de la turbine haute pression (11), voire du compresseur haute pression (12),
- et en ce qu'elle comprend en outre un système d'alimentation (24) de la chambre de combustion (23) en gaz combustible, ce système d'alimentation (24) étant situé à l'arrière de la turbine haute pression (11), voire du compresseur haute pression (12).
- [Revendication 2] Turbomachine selon la revendication précédente, caractérisée en ce que la chambre de combustion (23) comprend une enceinte annulaire (234) située au moins en partie radialement à l'extérieur du compresseur haute pression (12) et un fond de chambre (236) dans lequel est ménagé au moins un port d'injection (238) de gaz combustible, ce port d'injection (238) débouchant dans l'enceinte annulaire (234) et étant relié au système d'alimentation (24).
- [Revendication 3] Turbomachine selon la revendication précédente, caractérisée en ce que le fond de chambre (236) est situé à une extrémité arrière de la chambre de combustion (23).
- [Revendication 4] Turbomachine selon la revendication 1, caractérisée en ce que la chambre de combustion (23) comprend une enceinte annulaire (234) située à l'arrière du compresseur haute pression (12) et un fond de chambre (236) dans lequel est ménagé au moins un port d'injection (238) de gaz combustible, ce port d'injection (238) débouchant dans l'enceinte annulaire (234) et étant relié au système d'alimentation (24).
- [Revendication 5] Turbomachine selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce qu'elle comprend une veine primaire (v1) annulaire et une veine secondaire (v2) annulaire agencée autour de la veine primaire

(v1), la veine primaire (v1) présentant :

- un premier circuit (c1) d'écoulement d'un flux d'air primaire (F1) de l'avant vers l'arrière dans les compresseurs basse pression (8) et haute pression (12) jusqu'à la chambre de combustion (23),
- un second circuit (c2) d'écoulement des gaz (G) issus de la chambre de combustion (23) de l'arrière vers l'avant dans la turbine haute pression (11) et la turbine basse pression (9).

[Revendication 6] Turbomachine selon la revendication précédente, caractérisée en ce qu'elle comprend un carter basse pression (14) agencé axialement entre le compresseur basse pression (8) et la turbine basse pression (9), ce carter basse pression (14) comportant une virole externe (140), une virole interne (142) et des première et seconde viroles intermédiaires (144, 146) agencées radialement entre les viroles interne et externe (142, 140), les viroles externe, interne et intermédiaires (140, 142, 144, 146) étant annulaires et centrées sur l'axe longitudinal (X), la virole externe (140) et la seconde virole intermédiaire (146) délimitant une portion de la veine secondaire (v2), les première et seconde viroles intermédiaires (144, 146) délimitant une portion du premier circuit (c1) d'écoulement du flux d'air primaire (F1).

[Revendication 7] Turbomachine selon la revendication précédente, caractérisé en ce que le carter basse pression (14) comprend des premières ailettes (148b) agencées entre la virole externe (140) et la seconde virole intermédiaire (146), les premières ailettes (148b) étant configurées pour rediriger les gaz (G) issus de la turbine basse pression (9) dans la veine secondaire (v2).

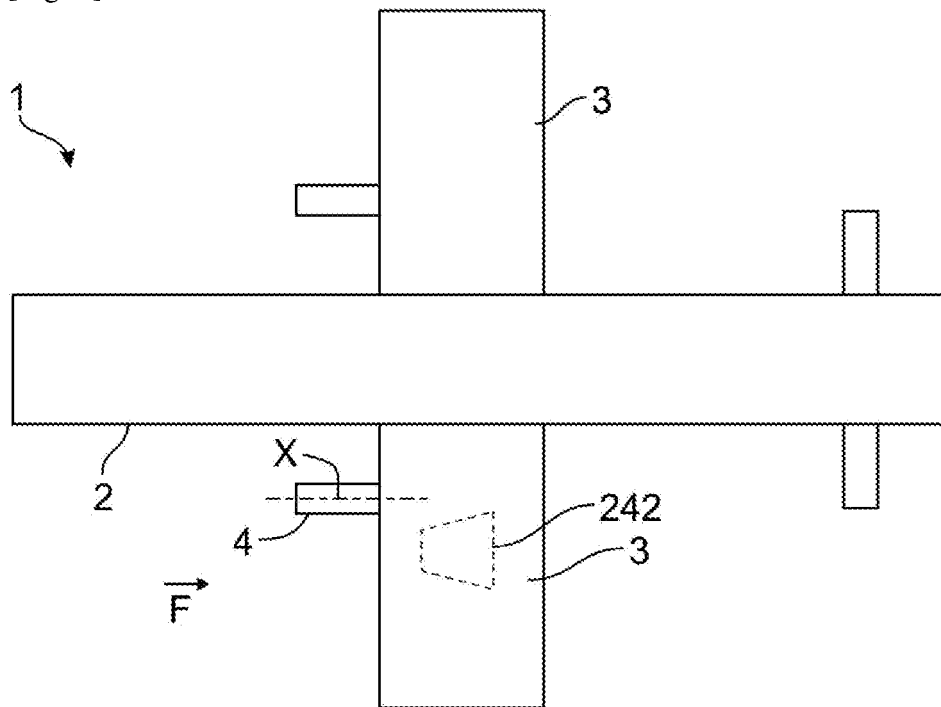
[Revendication 8] Turbomachine selon l'une quelconque des revendications 5 à 7, caractérisée en ce qu'elle comprend un carter haute pression (15) agencé axialement entre la turbine haute pression (11) et le compresseur haute pression (12), ce carter haute pression (15) comportant des premiers conduits (154) longitudinaux d'écoulement du flux d'air primaire (F1) et des seconds conduits (156) longitudinaux d'écoulement des gaz (G) issus de la chambre de combustion (23), les premier et second conduits (154, 156) étant enchevêtrés de sorte que le flux d'air primaire (F1) et les gaz (G) se croisent suivant deux directions différentes.

[Revendication 9] Turbomachine selon la revendication précédente, caractérisée en ce que les premiers conduits (154) sont régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal (X) et séparés par des premières lumières (155) et les seconds conduits (156) sont régulièrement réparties autour de l'axe lon-

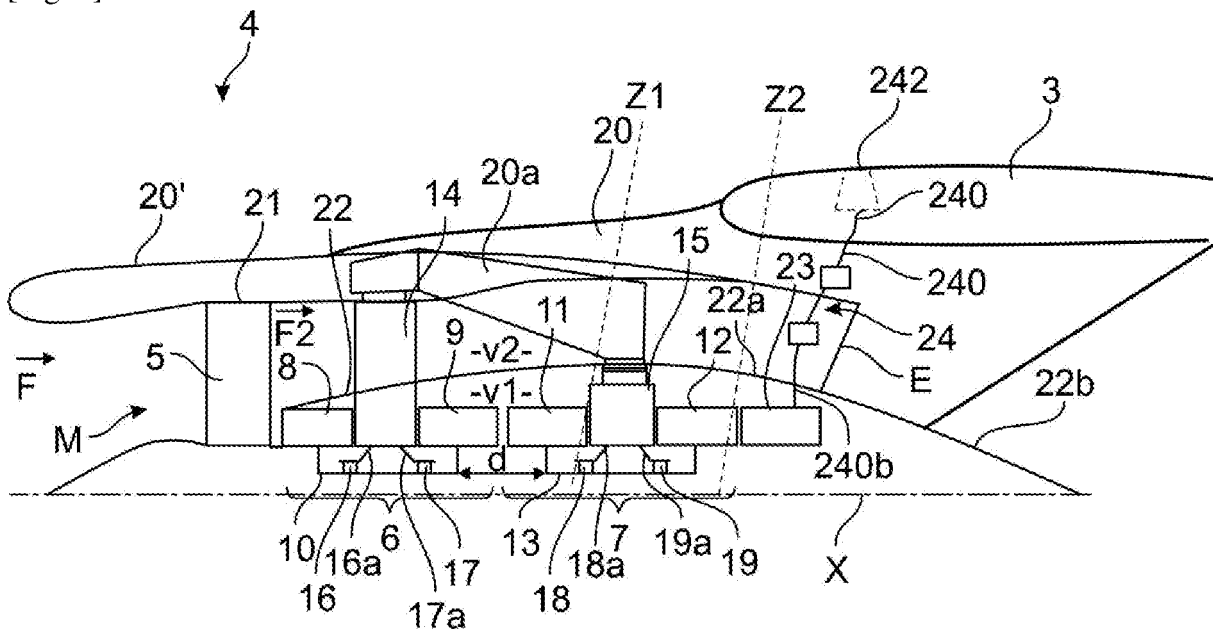
gitudinal (X) et séparés par des secondes lumières (157), les premiers conduits (154) traversant les secondes lumières (157) et les seconds conduits (156) traversant les premières lumières (155).

- [Revendication 10] Turbomachine selon la revendication 6 ou l'une quelconque des revendications précédentes en combinaison avec la revendication 6, caractérisée en ce que le compresseur basse pression (8) est relié à la turbine basse pression (9) par un arbre basse pression (10), et en ce qu'elle comprend au moins un palier avant (16, 17) agencé radialement entre cet arbre basse pression (10) et le carter basse pression (14).
- [Revendication 11] Turbomachine selon la revendication 8 ou l'une quelconque des revendications précédentes en combinaison avec la revendication 8, caractérisée en ce que la turbine haute pression (11) est reliée au compresseur haute pression (12) par un arbre haute pression (13), et en ce qu'elle comprend au moins un palier arrière (18, 19) agencé radialement entre l'arbre haute pression (13) et le carter haute pression (15).
- [Revendication 12] Turbomachine selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce qu'elle comprend une soufflante (5) agencée à l'avant du compresseur basse pression (8) et optionnellement un carter de soufflante (21) agencé autour de la soufflante (5).
- [Revendication 13] Aéronef (1) caractérisé en ce qu'il comprend une turbomachine (4) selon l'une quelconque des revendications précédentes.

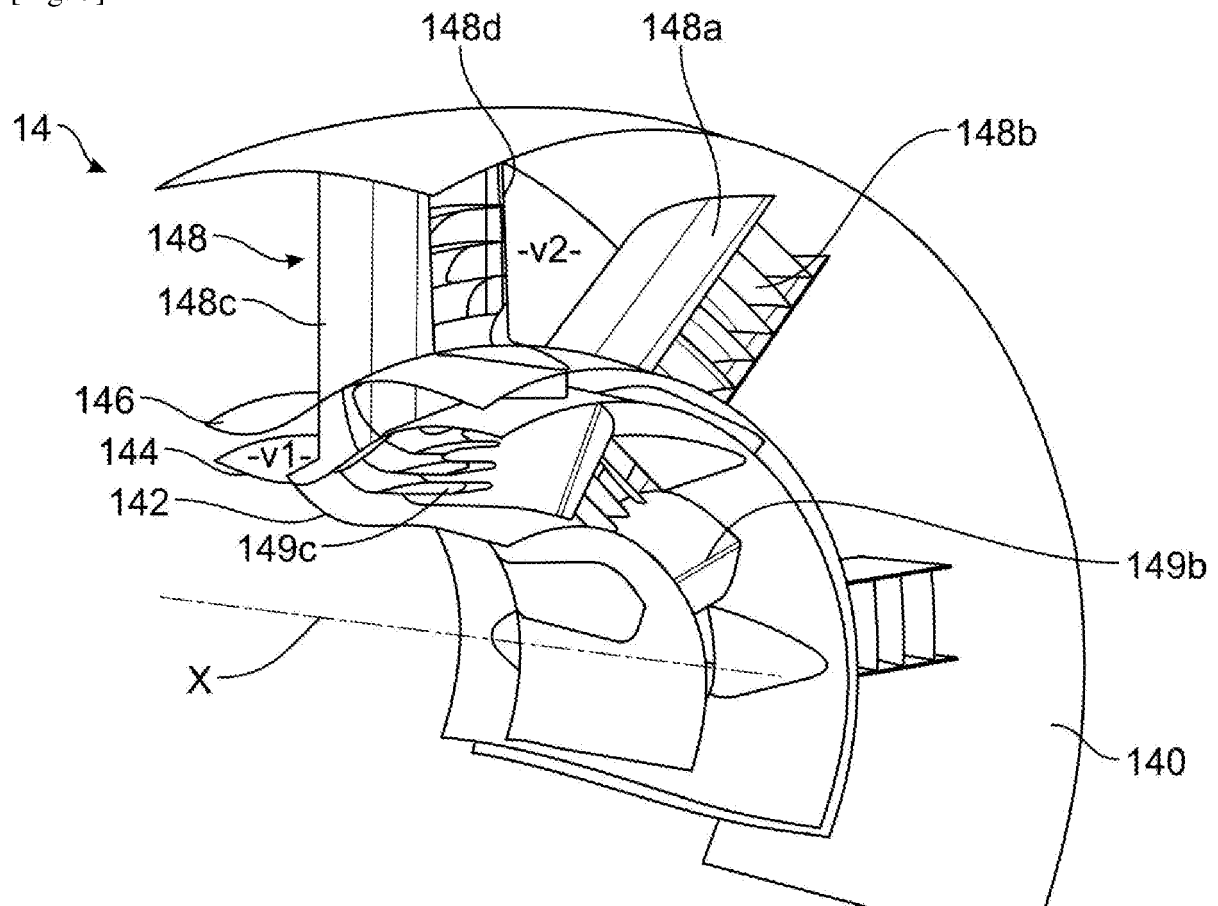
[Fig. 1]



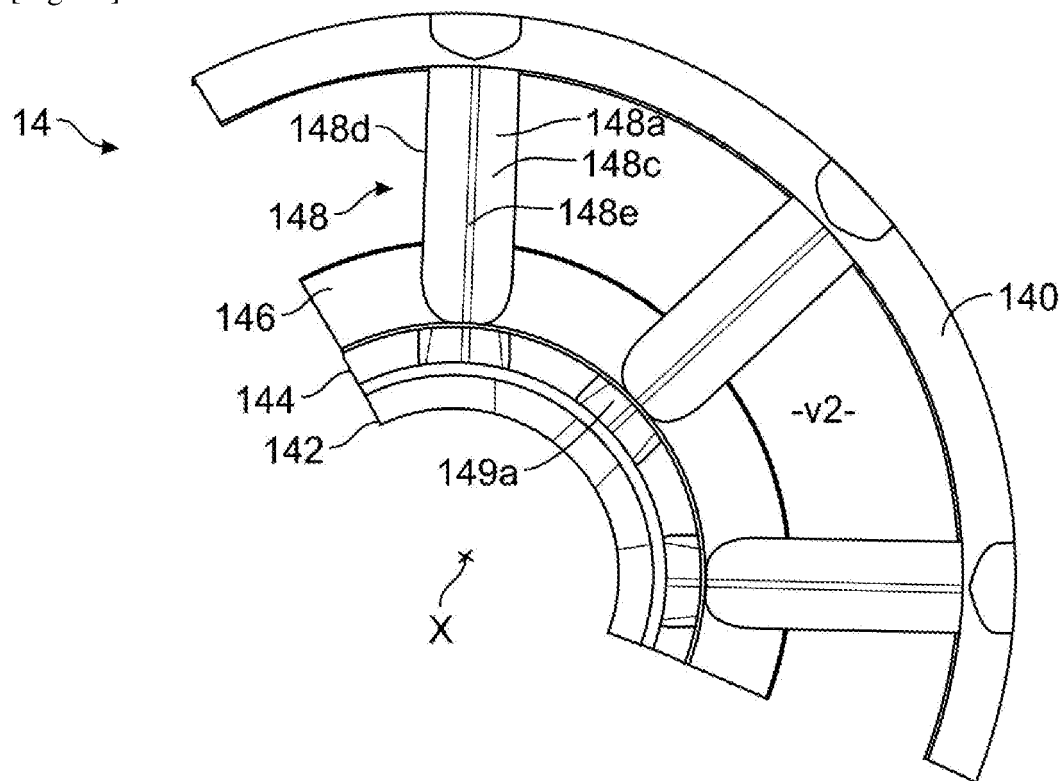
[Fig. 2]



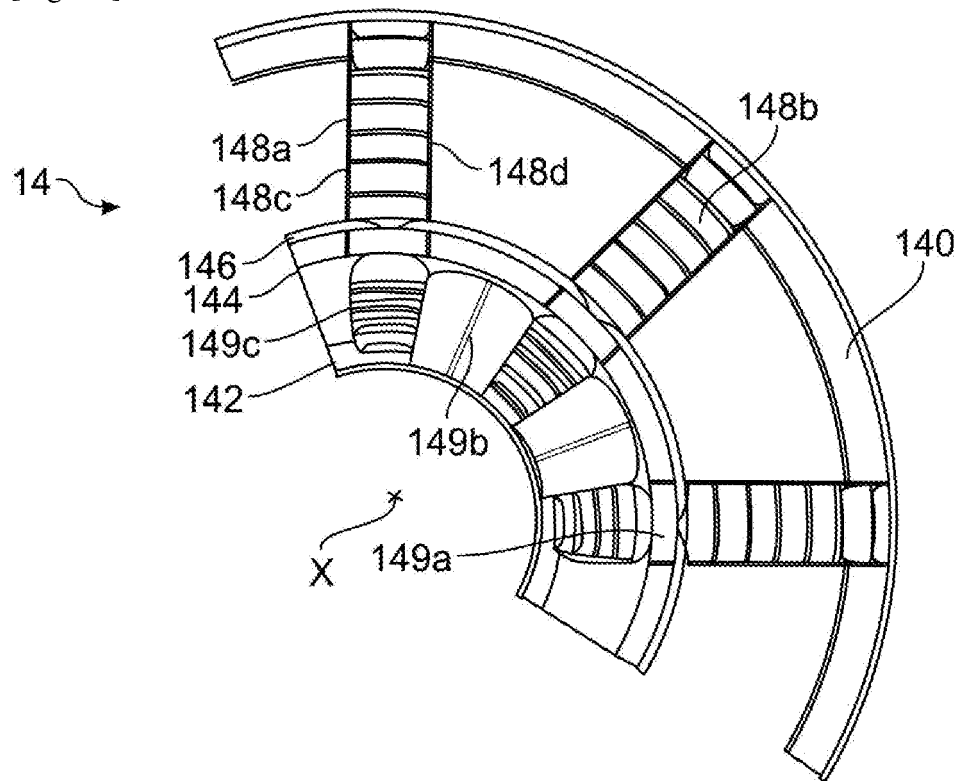
[Fig. 3]



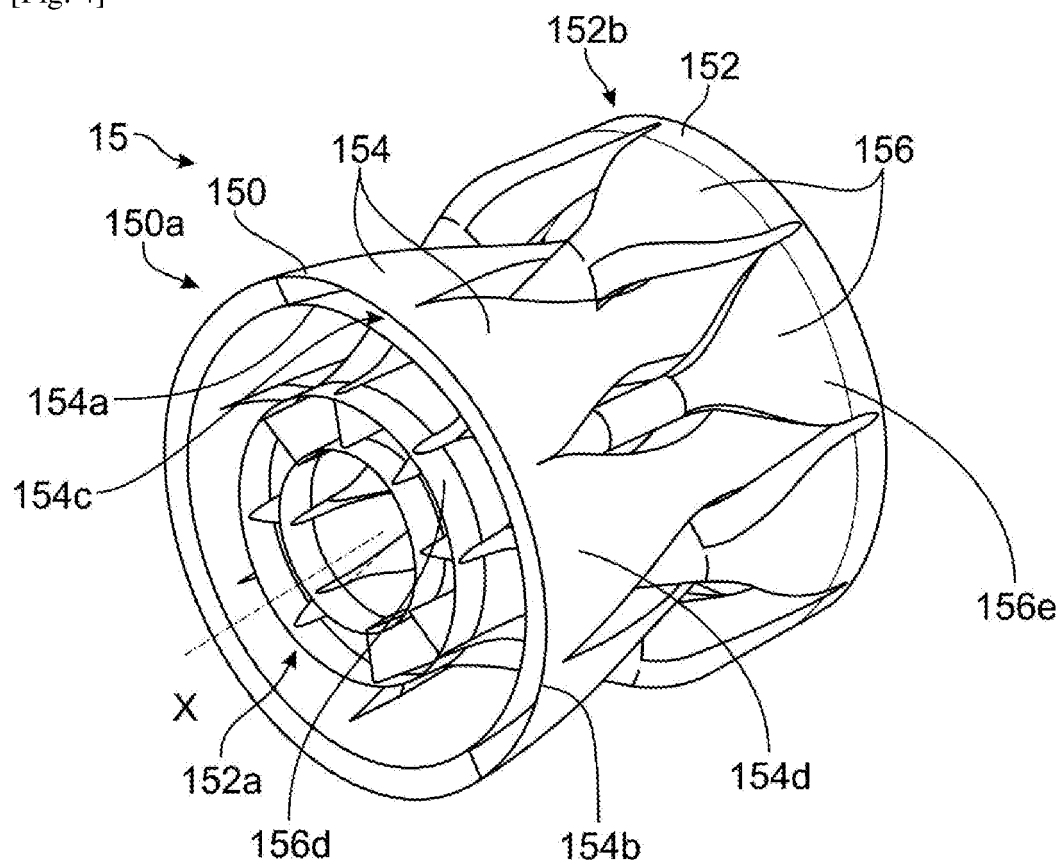
[Fig. 3a]



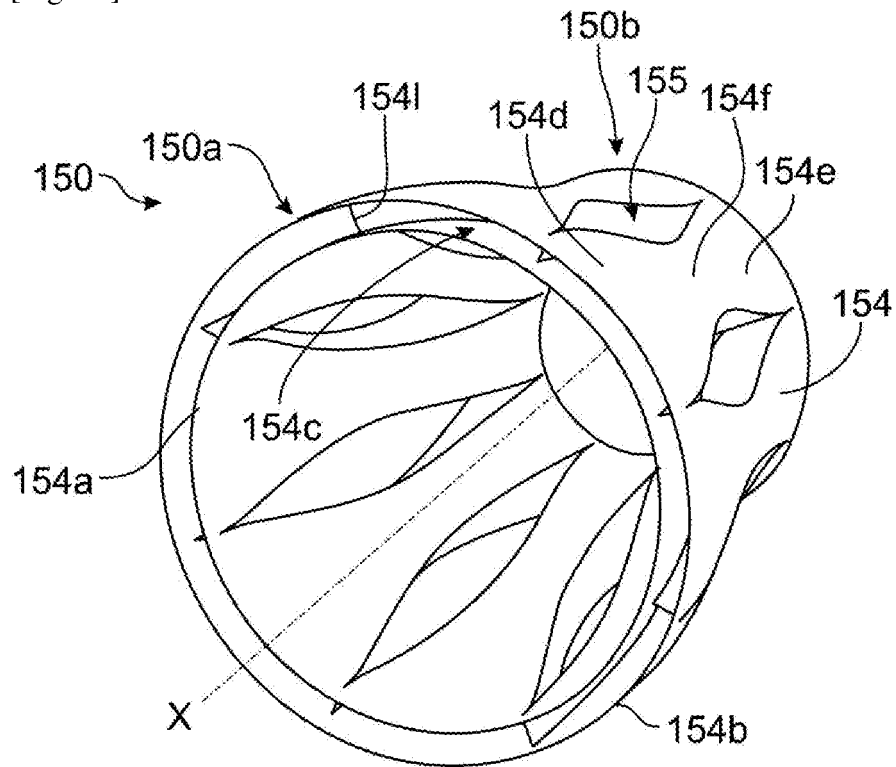
[Fig. 3b]



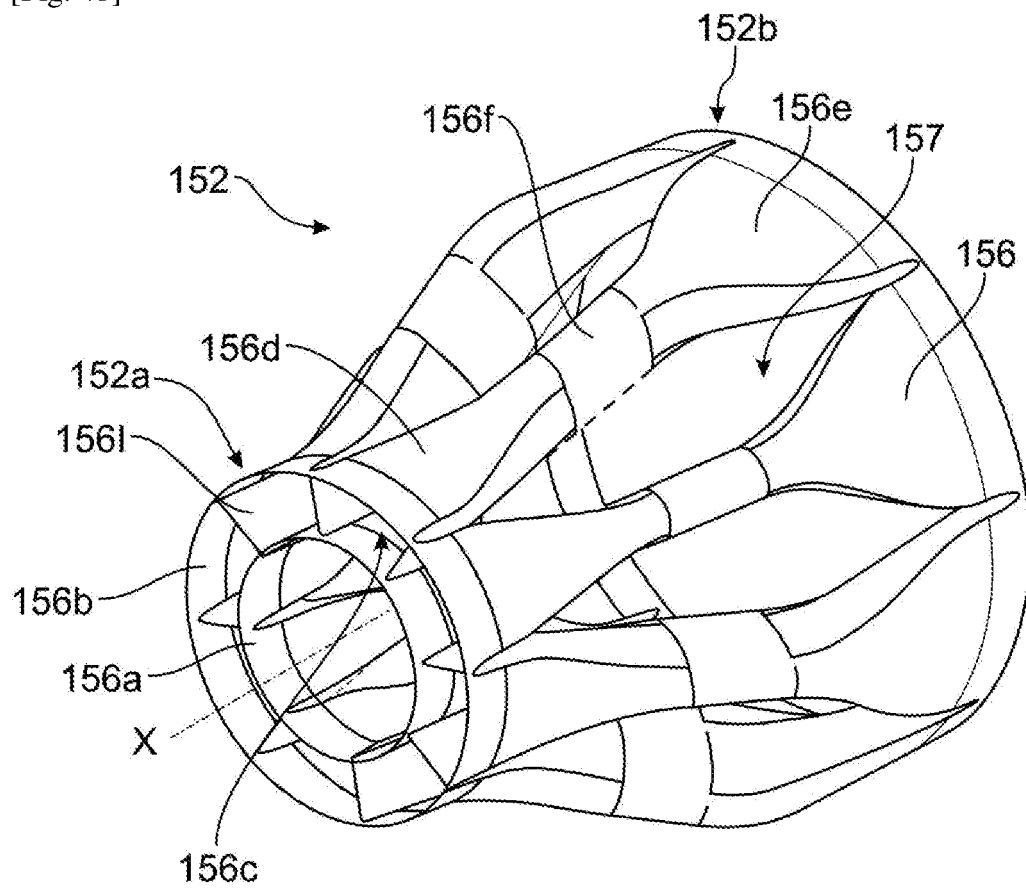
[Fig. 4]



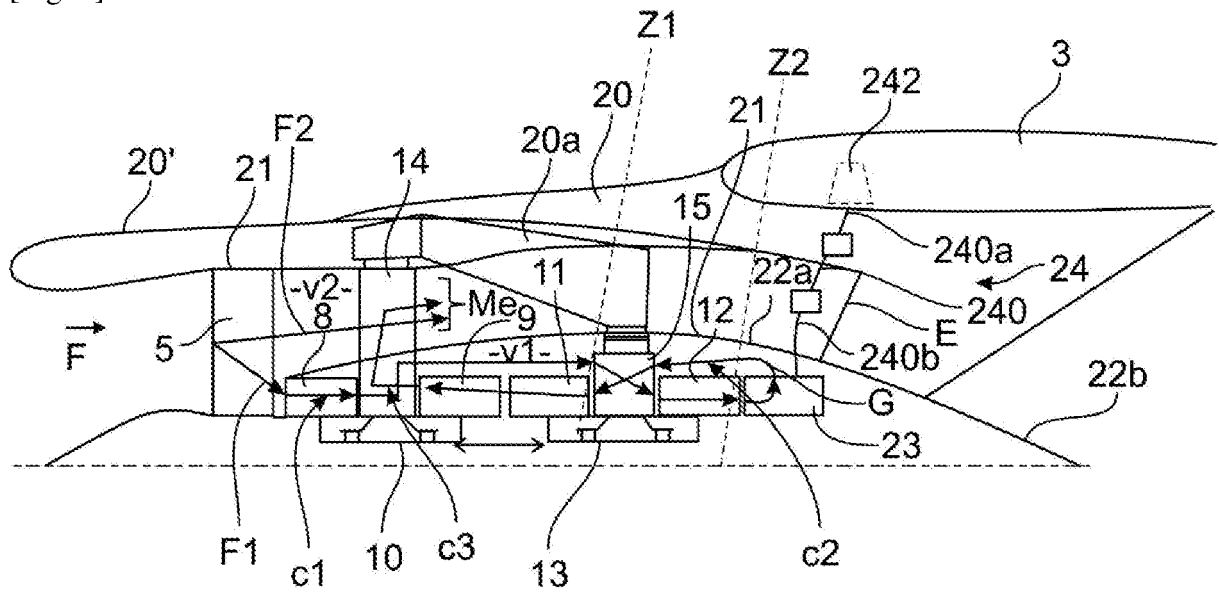
[Fig. 4a]



[Fig. 4b]



[Fig. 7]



RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

☐ Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

☒ Le demandeur a maintenu les revendications.

☐ Le demandeur a modifié les revendications.

☐ Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

☐ Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

☐ Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

☐ Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

☒ Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

☐ Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

☐ Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

**1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN
CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION**

NEANT

**2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN
TECHNOLOGIQUE GENERAL**

US 10 378 438 B2 (ROLLS ROYCE NAM TECH INC
[US]) 13 août 2019 (2019-08-13)

US 10 794 273 B2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP
[US]; RAYTHEON TECH CORP [US])
6 octobre 2020 (2020-10-06)

US 3 779 486 A (LEWIS G ET AL)
18 décembre 1973 (1973-12-18)

US 2013/343867 A1 (MOON FRANCIS R [US] ET
AL) 26 décembre 2013 (2013-12-26)

US 2021/262416 A1 (PAL KISHANJIT [IN] ET
AL) 26 août 2021 (2021-08-26)

**3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND
DE LA VALIDITE DES PRIORITES**

NEANT