

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

3 149 347

②1 N° d'enregistrement national : **23 05536**

⑤1 Int Cl⁸ : F 01 D 9/04 (2023.01), F 01 D 25/12, 11/00, F 02 C 7/28

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 02.06.23.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 06.12.24 Bulletin 24/49.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES
Société par actions simplifiée — FR.

⑦2 Inventeur(s) : M'HASNI Moncef, NIMHAUSER Arthur
Paul Gabriel, SALVATORI Francesco et JUDET Maurice Guy.

⑦3 Titulaire(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES Société
par actions simplifiée.

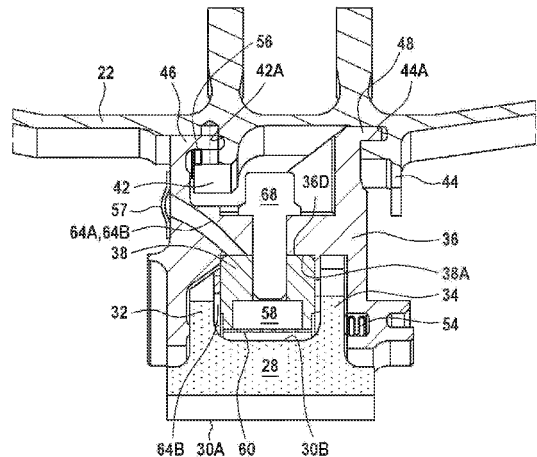
⑦4 Mandataire(s) : CABINET BEAU DE LOMENIE.

⑤4 Ensemble d'anneau de turbine à chemin d'efforts amélioré.

⑤7 Ensemble d'anneau de turbine à chemin d'efforts amélioré

Ensemble d'anneau de turbine à gaz, comprenant autour d'un axe de rotation longitudinal, un anneau de turbine comprenant une pluralité de secteurs d'anneau (28) en matériau composite à matrice céramique disposés bout à bout de façon circonférentielle autour de l'axe de rotation, un diffuseur comprenant une pluralité de secteurs de diffuseur (38) disposés bout à bout de façon circonférentielle autour de l'axe de rotation, et un carter (22) en alliage métallique formant structure de support d'anneau, dans lequel le carter (22) comporte une virole centrale qui s'étend autour de l'anneau de turbine (28) et de laquelle s'étendent radialement des brides annulaires amont (42) et aval (44) entre lesquelles est retenue une entretoise en alliage métallique comprenant une pluralité de secteurs d'entretoise (36), chacun des secteurs d'anneau (28) étant supporté par un secteur de diffuseur (38) fixé par une liaison boulonnée radiale (68) à un secteur d'entretoise (36).

Figure pour l'abrégé : Fig. 3.



FR 3 149 347 - A1



Description

Titre de l'invention : Ensemble d'anneau de turbine à chemin d'efforts amélioré

Domaine technique

[0001] La présente invention se rapporte au domaine des turbines à gaz pour aéronefs (moteurs à réaction et à propulsion, moteurs d'hélicoptères), turbines à gaz pour générateurs électriques et turbines à gaz de turbocompresseurs.

Technique antérieure

[0002] Le changement climatique est une préoccupation majeure pour de nombreux organes législatifs et de régulation à travers le monde. En effet, diverses restrictions sur les émissions de carbone ont été, sont ou seront adoptées par divers états. En particulier, une norme ambitieuse s'applique à la fois aux nouveaux types d'aéronefs mais aussi ceux actuellement en circulation nécessitant de devoir mettre en œuvre des solutions technologiques afin de les rendre conformes aux réglementations en vigueur. L'aviation civile se mobilise depuis maintenant plusieurs années pour apporter une contribution à la lutte contre le changement climatique.

[0003] Les efforts de recherche technologique ont déjà permis d'améliorer de manière significative les performances environnementales des aéronefs. La Déposante prend en considération les facteurs impactant dans toutes les phases de conception et de développement pour obtenir des composants et des produits aéronautiques moins énergivores, plus respectueux de l'environnement et dont l'intégration et l'utilisation dans l'aviation civile ont des impacts environnementaux modérés dans un but d'amélioration de l'efficacité énergétique de ces aéronefs.

[0004] Par voie de conséquence, la Déposante travaille en permanence à la réduction de son impact climatique par l'emploi de méthodes et l'exploitation de procédés de développement et de fabrication vertueux et minimisant les émissions de gaz à effet de serre au minimum possible pour réduire l'empreinte environnementale de son activité.

[0005] Ces travaux de recherche et de développement soutenus portent à la fois sur les nouvelles générations de turbomachines d'aéronefs, l'allègement des appareils, notamment par les matériaux employés et les équipements embarqués allégés, le développement de l'emploi des technologies électriques pour assurer la propulsion, et, indispensables compléments aux progrès technologiques, les biocarburants aéronautiques.

[0006] La tendance actuelle en aéronautique civile est à une augmentation de la température des gaz en sortie de la chambre de combustion, conduisant à une élévation de température des composants de turbine et donc à un besoin de refroidir ces pièces de plus

en plus important. Or, l'air frais qui permet ce refroidissement est prélevé en sortie du compresseur haute pression et va donc contourner la chambre de combustion sans participer à la combustion, donc au rendement de la turbomachine.

- [0007] C'est pourquoi, le recours à des matériaux composites à matrice céramique (CMC) sur les pièces de turbines les plus chaudes permet actuellement de réduire ce besoin de les refroidir car ces matériaux CMC sont performants à hautes températures (par exemple 1700°C). Ils permettent en outre un gain de masse car ils sont plus légers que les alliages métalliques traditionnellement utilisés pour ces pièces les plus chaudes du fait de leur faible densité (trois fois moindre que les bases métalliques).
- [0008] Toutefois, l'intégration d'un anneau en CMC dans un ensemble de pièces métalliques soumises à une haute température nécessite de concevoir un chemin d'efforts qui ne charge pas les éléments en CMC, plus fragiles que les éléments métalliques et qui se dilatent différemment des autres pièces, tout en les maintenant de façon déterministe en position de sorte à assurer la performance de la turbomachine.
- [0009] L'état de la technique consiste classiquement en un ensemble de secteurs d'anneaux en CMC ayant la forme de la lettre PI inversée. Chaque anneau possède une base annulaire qui forme une veine aérodynamique et qui est maintenue en position par deux brides qui se développent radialement de part et d'autre de la base annulaire. Ces deux brides sont tenues au reste du stator moyennant quatre pions, deux à l'amont liant la bride à un flasque, et deux à aval liant la bride à l'entretoise. Un diffuseur amenant de l'air de refroidissement est positionné de façon à refroidir la face radialement externe de la bride annulaire, et est assemblé avec le flasque et l'entretoise moyennant des liaisons boulonnées axiales (deux fixations par secteur) sensibles aux vibrations et qui entraînent des ouvertures de fuites réduisant la performance de la turbomachine.
- [0010] Pour acheminer l'air de refroidissement jusqu'à la base annulaire, le flasque est percé et le diffuseur contient un évidement/conduite d'air. Le perçage du flasque et l'évidement du diffuseur doivent être positionnés en vis-à-vis afin de permettre à l'air de transiter en minimisant les pertes de charge, ce qui nécessite un centrage particulièrement précis du diffuseur sur le flasque. Un autre centrage de précision est nécessaire afin de monter l'entretoise avec le diffuseur et le flasque pour que l'ensemble des trois pièces puisse être assemblé par la liaison boulonnée. Le centrage du diffuseur est réalisé moyennant un appui circulaire, ce qui implique que le diffuseur soit dans le chemin d'efforts du distributeur vers le carter.
- [0011] Avec cette technologie, les vis entraînent un supplément de masse (masse des vis + masse supplémentaire dans l'entretoise pour le taraudage) et se trouvent dans le chemin d'efforts avec des sollicitations multiaxiales (traction + cisaillement). De plus, la présence de deux pièces distinctes (flasque + entretoise) augmente le risque de fuites d'air de refroidissement entre les différentes pièces.

[0012] Le positionnement de l'anneau en CMC est également complexe car pour que la veine soit rectiligne les axes des pions amont et aval doivent être parallèles, cela nécessite donc une tolérance d'usinage serrée et des contrôles supplémentaires.

Exposé de l'invention

[0013] A cet effet, l'invention est le résultat des recherches technologiques visant à améliorer de manière significative les performances des aéronefs et, en ce sens, contribue à la réduction de l'impact environnemental de ces aéronefs. Pour cela, la présente invention a donc pour but principal de réduire le nombre de pièces en contact et d'en simplifier le montage, de réduire les fuites d'air de refroidissement, de réduire la masse et le coût et d'améliorer le chemin des efforts.

[0014] Ces buts sont atteints par un ensemble d'anneau de turbine à gaz, comprenant autour d'un axe de rotation longitudinal, un anneau de turbine comprenant une pluralité de secteurs d'anneau en matériau composite à matrice céramique disposés circonférentiellement bout à bout autour de l'axe de rotation, un diffuseur comprenant une pluralité de secteurs de diffuseur disposés circonférentiellement bout à bout autour de l'axe de rotation, et un carter en alliage métallique formant structure de support d'anneau, dans lequel le carter comporte une virole centrale qui s'étend autour de l'anneau de turbine et de laquelle s'étendent radialement vers l'intérieur une bride annulaire amont et une bride annulaire aval entre lesquelles est retenue une entretoise en alliage métallique comprenant une pluralité de secteur d'entretoise, caractérisé en ce que chacun des secteurs d'anneau est supporté par un secteur de diffuseur fixé par une liaison boulonnée radiale à un secteur d'entretoise.

[0015] Ainsi, l'accrochage de l'anneau de turbine sur le seul diffuseur associé à la fixation radiale unique de l'ensemble sur une entretoise monobloc permet, outre la réduction de masse et de coût, de réduire les fuites d'étanchéités tout en simplifiant le montage de l'ensemble sur le carter de turbine.

[0016] De préférence, chaque secteur d'entretoise comporte au moins un trou de ventilation traversant destiné à être en communication fluide avec au moins un trou de ventilation correspondant pratiqué dans le secteur de diffuseur de sorte à permettre, à travers ces trous de ventilation, une amenée d'air de refroidissement dans une chambre de tranquillisation d'un secteur de diffuseur.

[0017] Avantagement, chaque secteur d'entretoise comprend un méplat disposé en vis-à-vis d'un méplat d'un secteur de diffuseur de sorte à permettre un centrage de la liaison boulonnée radiale.

[0018] De préférence, chaque secteur de diffuseur est fixé à un secteur d'anneau par quatre pions de fixation axiaux, dont deux pions de fixation amont traversant chacun respectivement une oreille située aux extrémités circonférentielles opposées d'une patte

amont du secteur d'anneau et deux pions de fixation aval traversant chacun respectivement une oreille située à une des deux extrémités circonférentielles opposées d'une patte aval du secteur d'anneau.

- [0019] Avantageusement, l'ensemble d'anneau comprend en outre un joint d'étanchéité configuré pour assurer une étanchéité entre la bride annulaire amont du carter et chaque secteur d'entretoise.
- [0020] De préférence, chacun des trous de ventilation d'un secteur d'entretoise est divergent et comprend un filtre à poussières monté en entrée du trou de ventilation sur une paroi radiale d'extrémité amont de chaque secteur d'entretoise.
- [0021] Avantageusement, chaque secteur d'entretoise, comprend un crochet amont et un crochet aval, chacun orientés vers l'amont et montés dans une rainure axiale de la bride annulaire amont, respectivement aval, du carter.
- [0022] De préférence, l'anneau de turbine comprend un joint d'étanchéité monté dans une rainure axiale du secteur d'entretoise de sorte à assurer une étanchéité entre la patte aval du secteur d'anneau et la paroi aval du secteur d'entretoise.
- [0023] Avantageusement, les secteurs d'anneau présentent deux-à-deux des rainures agencées circonférentiellement en regard, et des languettes inter-secteurs étant logées dans ces rainures de sorte à s'étendre entre ces rainures.
- [0024] L'invention concerne également une turbomachine comportant un ensemble d'anneau de turbine tel que précité.

Brève description des dessins

- [0025] D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins annexés qui en illustrent un exemple de réalisation dépourvu de tout caractère limitatif et sur lesquels :
- [0026] [Fig.1] la [Fig.1] est une vue générale d'une turbomachine,
- [0027] [Fig.2] la [Fig.2] est une vue en perspective d'un secteur d'anneau de turbine et de son diffuseur,
- [0028] [Fig.3] la [Fig.3] montre en coupe transversale un ensemble d'anneau de turbine conforme à l'invention,
- [0029] [Fig.4] la [Fig.4] est une vue en perspective d'un secteur d'entretoise de l'anneau de turbine de la [Fig.3], et
- [0030] [Fig.5] la [Fig.5] est une vue de dessus du diffuseur de la [Fig.2].

Description des modes de réalisation

- [0031] Dans la suite de la description, les termes « amont » et « aval » seront utilisés en référence au sens axial d'écoulement du flux gazeux dans la turbine et les termes « interne » ou « intérieur » et « externe » ou « extérieur » sont pris dans la direction perpendiculaire selon que l'objet concerné est en contact ou non avec ce flux gazeux.

- [0032] La [Fig.1] illustre en coupe longitudinale et à titre d'exemple une turbomachine d'aéronef double flux double corps 10 comportant d'amont en aval : une soufflante 12, un premier compresseur basse-pression 14 et un second compresseur haute-pression 16, une chambre de combustion 18 et une turbine à gaz 20, ces éléments à l'exception de la soufflante étant montés dans un carter 22 formant un conduit de passage interne pour la veine chaude de flux primaire de la turbomachine. Des aubes directrices 24 montées entre le carter 22 et une nacelle 26 servent à canaliser le flux secondaire de la turbomachine. Le carter 22 en matériau métallique constitue la structure de support pour des secteurs angulaires d'anneau de turbine en matériau composite à matrice céramique (CMC) agencés circonférentiellement sur 360°, de sorte à former un anneau de turbine sectorisé (cylindrique discontinu avec des jeux inter-secteurs) entourant les ensembles d'aubes rotatives de la turbomachine.
- [0033] Comme l'illustre la [Fig.2], chaque secteur angulaire d'anneau de turbine 28 a une section sensiblement en forme de la lettre grecque π (pi) inversée avec une base annulaire dont la face radialement interne 30A revêtue d'une couche de matériau abrasable délimite la veine aérodynamique d'air chaud dans la turbine à gaz et une face radialement externe 30B à partir de laquelle s'étendent radialement vers l'extérieur une patte amont 32 et une patte aval 34. Ces deux pattes qui s'étendent dans le sens circonférentiel sur toute la largeur du secteur angulaire d'anneau 28 sont espacées axialement l'une de l'autre et par exemple présentent chacune deux oreilles 32A, 32B ; 34A, 34B percées chacune d'un orifice axial destiné à recevoir un pion de fixation axial (seuls les pions de fixation axiaux aval 35A et 35B sont illustrés). Comme illustré, les pions amont et aval sont avantageusement au nombre de quatre (deux par patte) par secteur d'anneau. Les perçages des pions sont réalisés avantageusement par usinage en une seule passe de sorte à faciliter l'obtention d'une coaxialité des pions amont et aval.
- [0034] De façon connue, l'étanchéité entre secteurs angulaires d'anneau est assurée par des languettes inter-secteurs (non représentées) logées dans des rainures 37 des secteurs angulaires d'anneau qui présentent deux-à-deux des rainures agencées en regard de façon circonférentielle.
- [0035] Comme l'illustre la [Fig.3], les secteurs angulaires d'anneau 28 sont supportés par le carter 22 au travers successivement de secteurs d'entretoise 36 et de secteurs de diffuseur (diffuseurs sectorisés 38). Secteurs d'entretoise et secteurs de diffuseur sont assemblés bout à bout de façon circonférentielle. Plus précisément, le carter 22 comporte une virole centrale qui s'étend autour de l'anneau de turbine et de laquelle s'étendent radialement vers l'intérieur une bride annulaire amont 42 munie d'une gorge annulaire amont 42A qui s'étend axialement et débouche vers l'amont et une bride annulaire aval 44 munie d'une gorge annulaire aval 44A qui s'étend axialement

et débouche également vers l'amont. Ces gorges annulaires amont et aval sont destinées à recevoir des crochets amont 46 et aval 48 orientés vers l'amont en forme de secteur d'anneau du secteur d'entretoise 36.

[0036] Le secteur d'entretoise, avantageusement en alliage métallique et qui est illustré en perspective à la [Fig.4], se présente sous la forme d'une pièce monobloc de forme sensiblement en H à barre oblique (ou en N retourné), avec une paroi radiale amont 36A (formant le premier bras du H) dont l'extrémité externe fait saillie vers l'aval pour former le crochet amont 46, une paroi radiale aval 36B (formant le second bras du H) dont l'extrémité externe fait saillie vers l'aval pour former le crochet aval 48 et une paroi centrale 36C (formant la barre oblique du H) reliant les parois radiales amont et aval. L'extrémité interne de la paroi radiale amont 36A comporte un appui 50 s'étendant axialement vers l'aval pour supporter la patte amont 32 du secteur d'anneau 28 et l'extrémité interne de la paroi radiale aval 36B comporte une rainure axiale 52 s'étendant axialement et débouchant vers l'amont et destinée à recevoir un support souple 54, typiquement usiné en un alliage métallique présentant une forme en S ou en W, pour supporter la patte aval 34 du secteur d'anneau 28 et permettre ainsi de compenser les dilations axiales différentes de l'anneau de turbine et des pièces métalliques. L'étanchéité à l'aval et à l'amont de l'anneau est maîtrisée par un joint d'étanchéité (typiquement un joint Omega 56) (voir la [Fig.3]) monté entre la bride annulaire amont 42 et la paroi radiale amont 36A du secteur d'entretoise.

[0037] Sur la paroi amont 36A du secteur d'entretoise, en entrée d'au moins un trou de ventilation 64A, 64B avantageusement divergent et assurant la circulation de l'air de refroidissement au travers du secteur d'entretoise 36, est monté un filtre à poussière 57,

[0038] Revenons à la [Fig.3] où le diffuseur sectorisé 38 comporte sur ses deux parois latérales plusieurs cavités borgnes destinées à recevoir les pions de fixation axiaux avantageusement coaxiaux, sans que cela soit toutefois une obligation, ces trous pouvant ne pas être coaxiaux pour des besoins d'intégration. Le diffuseur sectorisé 38 comporte en outre classiquement une chambre interne de tranquillisation 58 fermée par une plaque de diffusion radialement interne 60 percée d'une pluralité d'orifices d'éjection d'air. Sur une paroi opposée, radialement externe, est usiné un méplat 38A destiné à coopérer avec un méplat correspondant 36D du secteur d'entretoise 36, le secteur d'entretoise et le diffuseur sectorisé étant percés d'orifices coaxiaux 66 pour recevoir une liaison boulonnée radiale 68, typiquement une vis d'assemblage par secteur d'entretoise. Ainsi, avec l'invention, la liaison boulonnée axiale classique à deux vis est remplacée par une liaison boulonnée radiale avec une seule vis qui relie l'ensemble anneau-diffuseur à l'entretoise. L'entretoise est ainsi améliorée pour encaisser les efforts du distributeur haute pression (DHP) et les transmettre au carter sans charger l'anneau de turbine, la liaison boulonnée travaillant uniquement en

traction et se trouvant en dehors du flux d'efforts du distributeur qui passe maintenant par la barre oblique du H. La fixation est ainsi moins soumise aux vibrations. Cette configuration permet en outre de réduire le nombre de pièces, donc de limiter le cout et les fuites ainsi que de gagner en masse.

[0039] De plus, avec l'invention, les perçages des logements des pions sur l'entretoise effectués dans l'art antérieur sont supprimés et en faisant tenir les pions et l'anneau par le diffuseur, on assure un meilleur contrôle de la veine aérodynamique car les perçages des pions sont réalisés par usinage en une seule passe, et donc la coaxialité est plus facile à obtenir.

[0040] La [Fig.5] permet d'illustrer avec les figures 3 et 4 précédentes, le passage de l'air de refroidissement au travers du diffuseur sectorisé. Ce fluide introduit par le filtre à poussière 57 monté sur la paroi amont 36A du secteur d'entretoise et parcourant les trous de ventilation 64A, 64B percés dans ce secteur d'entretoise 36 est ensuite acheminé à travers au moins un trou de ventilation avantageusement divergent (par exemple 62A, 62B) correspondant du diffuseur sectorisé 38, pour atteindre la chambre de tranquillisation 58 avant de venir impacter la face interne 30A de la base annulaire au travers de la plaque de diffusion 60.

[0041] On pourra noter que l'invention permet un montage simplifié car il ne nécessite maintenant qu'un seul centrage qui est celui du diffuseur avec l'entretoise, réalisés moyennant seulement deux appuis plans P1, P2. Le montage s'effectue ainsi de la façon suivante :

1. : Positionnement de l'anneau 28 sur le diffuseur 38,
2. : Fixation de l'ensemble ainsi obtenu au moyen des pions axiaux 35A, 35B,
3. : Positionnement de l'ensemble ainsi fixé sur l'entretoise 36 et fixation par la vis d'assemblage radiale 68, et
4. : Accrochage de l'ensemble sur les brides annulaires du carter 42, 44.

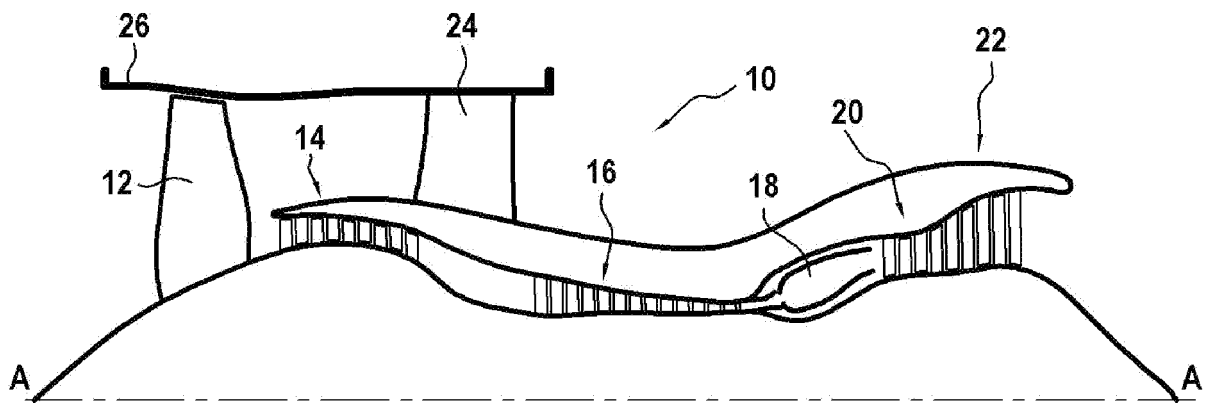
[0042] Avec l'invention, l'intégration d'un anneau CMC dans un moteur moderne est améliorée. On obtient un gain de masse par suppression des vis de fixation entre les pièces, une réduction des épaisseurs par des chemins d'efforts plus directs, et une meilleure robustesse par une absence de liaisons boulonnées en sollicitation multiaxiales. On simplifie l'usinage et le montage et on obtient une suppression des fuites existantes entre les pièces dans l'art antérieur.

Revendications

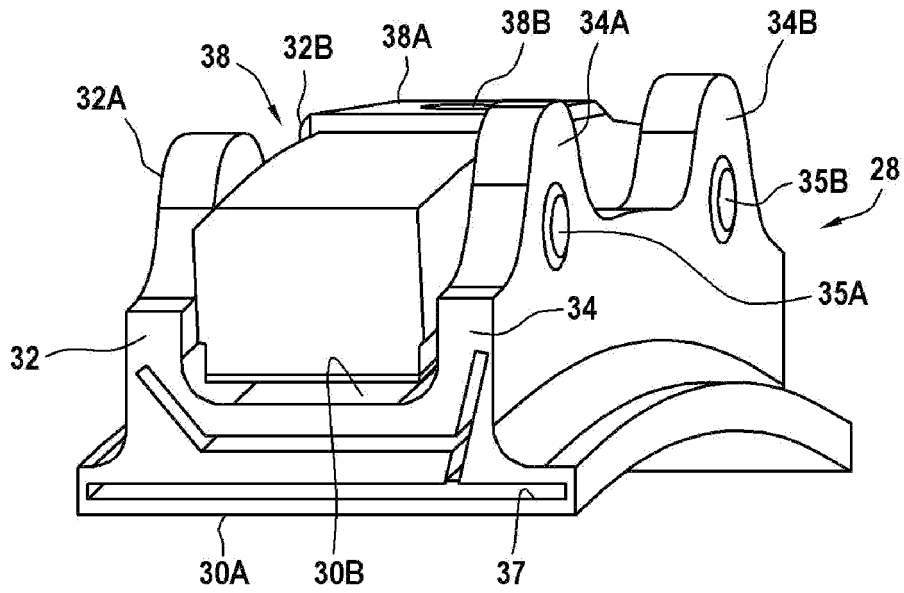
- [Revendication 1] Ensemble d'anneau de turbine à gaz, comprenant autour d'un axe de rotation longitudinal, un anneau de turbine comprenant une pluralité de secteurs d'anneau (28) en matériau composite à matrice céramique disposés circonférentiellement bout à bout autour de l'axe de rotation, un diffuseur comprenant une pluralité de secteurs de diffuseur (38) disposés circonférentiellement bout à bout autour de l'axe de rotation, et un carter (22) en alliage métallique formant structure de support d'anneau, dans lequel le carter (22) comporte une virole centrale qui s'étend autour de l'anneau de turbine (28) et de laquelle s'étendent radialement vers l'intérieur une bride annulaires amont (42) et une bride annulaire aval (44) entre lesquelles est retenue une entretoise en alliage métallique comprenant une pluralité de secteurs d'entretoise (36), caractérisé en ce que chacun des secteurs d'anneau (28) est supporté par un secteur de diffuseur (38) fixé par une liaison boulonnée radiale (68) à un secteur d'entretoise (36).
- [Revendication 2] Ensemble d'anneau de turbine selon la revendication 1, dans lequel chaque secteur d'entretoise (36) comporte au moins un trou de ventilation traversant (64A, 64B) destiné à être en communication fluide avec au moins un trou de ventilation correspondant (62A, 62B) pratiqué dans le secteur de diffuseur (38) de sorte à permettre, à travers ces trous de ventilation, une amenée d'air de refroidissement dans une chambre de tranquillisation (58) d'un secteur de diffuseur (38).
- [Revendication 3] Ensemble d'anneau de turbine selon la revendication 1 ou la revendication 2, dans lequel chaque secteur d'entretoise (36) comprend un méplat (36D) disposé en vis-à-vis d'un méplat (38A) d'un secteur de diffuseur (38) de sorte à permettre un centrage de la liaison boulonnée radiale (68).
- [Revendication 4] Ensemble d'anneau de turbine selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel chaque secteur de diffuseur (38) est fixé à un secteur d'anneau (28) par quatre pions de fixation axiaux (35A, 35B), dont deux pions de fixation amont traversant chacun respectivement une oreille (32A, 32B) située à une des deux extrémités circonférentielles opposées d'une patte amont (32) du secteur d'anneau (28) et deux pions de fixation aval traversant chacun respectivement une oreille (34A, 34B) située à une des deux extrémités circonférentielles opposées d'une patte aval (34) du secteur d'anneau (28).

- [Revendication 5] Ensemble d'anneau de turbine selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, comprenant un joint d'étanchéité (56) configuré pour assurer une étanchéité entre la bride annulaire amont (42) du carter (22) et chaque secteur d'entretoise (38).
- [Revendication 6] Ensemble d'anneau de turbine selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel chacun des trous de ventilation (64A) d'un secteur d'entretoise (36) est divergent et comprend un filtre à poussières (57) monté en entrée du trou de ventilation (64A) sur une paroi radiale d'extrémité amont (36A) de chaque secteur d'entretoise (36).
- [Revendication 7] Ensemble d'anneau de turbine selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel chaque secteur d'entretoise (36), comprend un crochet amont (46) orienté vers l'amont et monté dans une rainure (42A) axiale de la bride annulaire amont (42) du carter (22) et un crochet aval (48) orienté vers l'amont et monté dans une rainure (44A) axiale de la bride annulaire aval (44) du carter (22).
- [Revendication 8] Ensemble d'anneau de turbine selon la revendication 7, comprenant un joint d'étanchéité (54) monté dans une rainure (52) axiale du secteur d'entretoise (36) de sorte à assurer une étanchéité entre la patte aval du secteur d'anneau (28) et la paroi aval (36B) du secteur d'entretoise (36).
- [Revendication 9] Ensemble d'anneau de turbine selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, dans lequel les secteurs d'anneau (28) présentent deux-à-deux des rainures (37) agencées circonférentiellement en regard, des languettes inter-secteurs étant logées dans ces rainures (37) de sorte à s'étendre entre ces rainures (37).
- [Revendication 10] Turbomachine aéronautique comportant un ensemble d'anneau de turbine selon l'une quelconque des revendications 1 à 9.

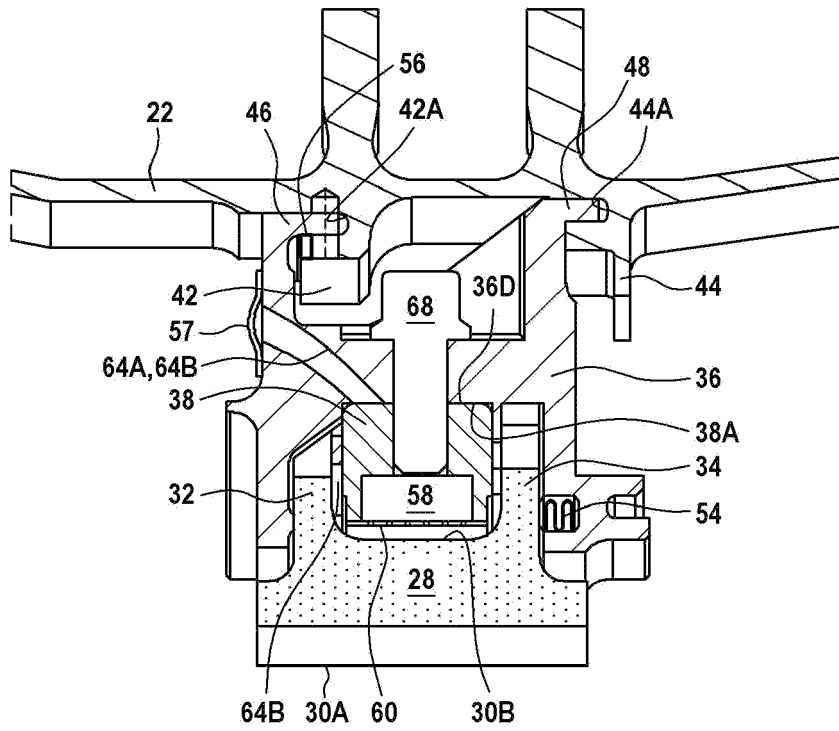
[Fig. 1]



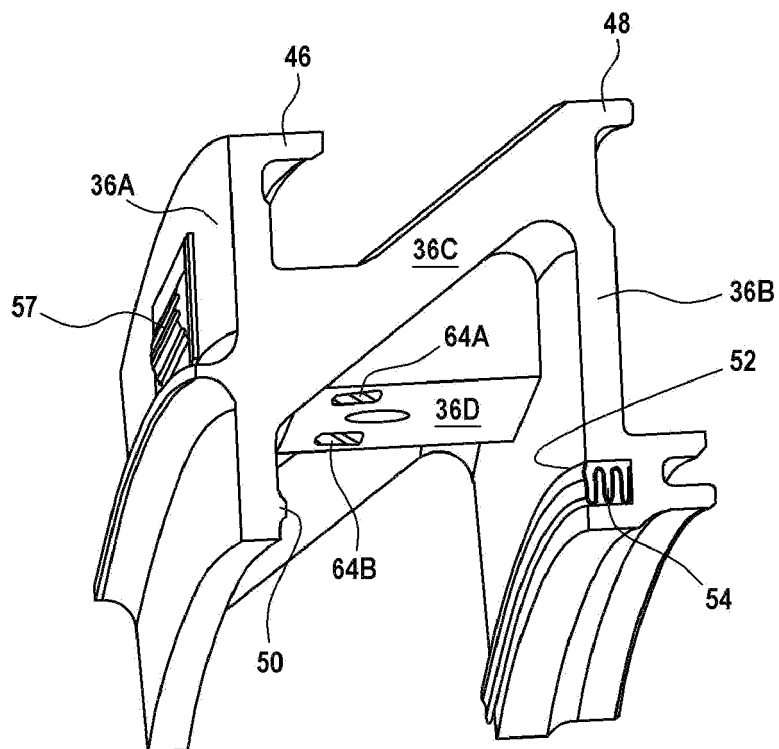
[Fig. 2]



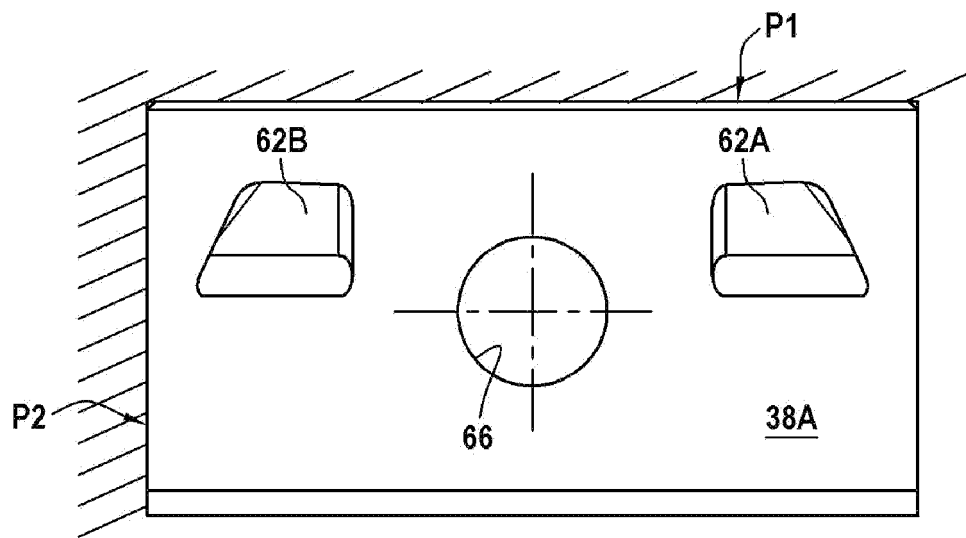
[Fig. 3]



[Fig. 4]



[Fig. 5]



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

FA 920637
FR 2305536

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 10 465 558 B2 (GEN ELECTRIC [US]) 5 novembre 2019 (2019-11-05) * figures 4,7,8 * -----	1-10	F01D 11/00 F01D 25/12 F01D 9/04 F02C 7/28
X	US 10 472 989 B2 (GEN ELECTRIC [US]) 12 novembre 2019 (2019-11-12) * figure 2 * -----	1-10	
X	EP 3 899 208 B1 (SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR]) 25 janvier 2023 (2023-01-25) * alinéa [0012] - alinéa [0131]; figures 3,7 * -----	1-10	
X	US 2018/087400 A1 (QUENNEHEN LUCIEN HENRI JACQUES [FR] ET AL) 29 mars 2018 (2018-03-29) * alinéas [0010] - [0046], [0146], [0147]; figures 2,5,6 * -----	1-10	
X	EP 3 543 484 B1 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 24 février 2021 (2021-02-24) * figure 3 * -----	1,10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) F01D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
11 décembre 2023		Avramidis, Pavlos	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date	
autre document de la même catégorie		de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
P : document intercalaire		
		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2305536 FA 920637**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **11-12-2023**
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 10465558	B2	05-11-2019	CA 2951431 A1	17-12-2015
			CN 106460543 A	22-02-2017
			EP 3155230 A1	19-04-2017
			JP 6574208 B2	11-09-2019
			JP 2017524088 A	24-08-2017
			US 2017114670 A1	27-04-2017
			WO 2015191174 A1	17-12-2015

US 10472989	B2	12-11-2019	CA 2936208 A1	23-07-2015
			CN 105899764 A	24-08-2016
			EP 3094828 A1	23-11-2016
			JP 6180007 B2	16-08-2017
			JP 2017503963 A	02-02-2017
			US 2016333741 A1	17-11-2016
			WO 2015108658 A1	23-07-2015

EP 3899208	B1	25-01-2023	CN 113195873 A	30-07-2021
			EP 3899208 A2	27-10-2021
			FR 3090732 A1	26-06-2020
			US 2021396153 A1	23-12-2021
			WO 2020128338 A2	25-06-2020

US 2018087400	A1	29-03-2018	FR 3056632 A1	30-03-2018
			FR 3056633 A1	30-03-2018
			FR 3056634 A1	30-03-2018
			GB 2556193 A	23-05-2018
			GB 2556216 A	23-05-2018
			GB 2556217 A	23-05-2018
			US 2018087399 A1	29-03-2018
			US 2018087400 A1	29-03-2018
			US 2018087401 A1	29-03-2018

EP 3543484	B1	24-02-2021	EP 3543484 A1	25-09-2019
			US 2019292930 A1	26-09-2019
