

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 29.03.23.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 04.10.24 Bulletin 24/40.

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 SAS
— FR.

72 Inventeur(s) : GUEGAN, Damien Bernard Emeric,
BISCAY, Adrien Jean Michel, SOULAT, Laurent et
GREFFEUILLE, Gilles Serge Louis.

73 Titulaire(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES SAS.

74 Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

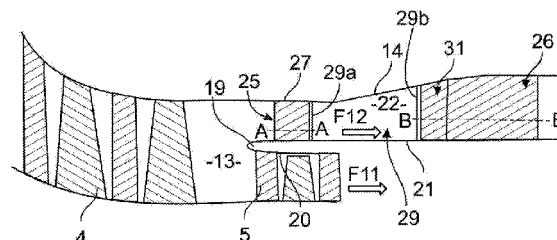
54 TURBOMACHINE COMPRENANT DES RANGEES D'AUBES STATORIQUES ET UN DIFFUSEUR DANS UN
CANAL OÙ CIRCULE UN TROISIEME FLUX.

57 L'invention concerne une turbomachine (1), en parti-
culier d'aéronef, comprenant :

- un bec de division (19) agencé dans une veine primaire (13) où circule un flux primaire et destiné à séparer le flux primaire en un flux radialement interne (F11) et en un flux radialement externe (F12) ;
- un équipement statorique (26) installé dans un canal (22) où circule le flux radialement externe (F12) ; et,
- des premières aubes statoriques (25) installées dans le canal et destinées à redresser le flux radialement externe (F12) vers l'équipement.

Selon l'invention, la turbomachine comprend un diffuseur (29) qui est agencé, en aval des premières aubes statoriques (25) et qui est divergent entre une section d'entrée et une section de sortie, et des deuxièmes aubes statoriques agencées (31), en aval du diffuseur pour dévier le flux radialement externe en sortie du diffuseur vers l'équipement, les deuxièmes aubes statoriques étant situées en amont de l'équipement.

Figure pour l'abrégé : Fig.2



Description

Titre de l'invention : TURBOMACHINE COMPRENANT DES RANGEES D'AUBES STATORIQUES ET UN DIFFUSEUR DANS UN CANAL OÙ CIRCULE UN TROISIEME FLUX.

Domaine technique de l'invention

[0001] La présente invention concerne le domaine des turbomachines, et notamment les turbomachines à plusieurs flux pour aéronef.

Arrière-plan technologique

[0002] Une turbomachine comprend de manière générale d'amont en aval, suivant l'écoulement des gaz dans la turbomachine, un ensemble de compresseur, une chambre de combustion annulaire et un ensemble de turbine. Une soufflante ou au moins une hélice est montée en amont de l'ensemble de compresseur. La soufflante ou hélice génère d'une part, un flux primaire circulant dans une veine primaire et alimentant l'ensemble de compresseur et d'autre part, un flux secondaire. Le flux secondaire circule dans une veine secondaire ou à l'extérieur de tout carénage. Le flux secondaire génère la majeure partie de la poussée de la turbomachine.

[0003] La turbomachine triple flux comprend un flux tertiaire ou troisième flux qui circule dans une veine tertiaire et qui est issu de la division du flux primaire. Ce flux tertiaire participe également à la poussée de la turbomachine et permet de réduire le diamètre de la soufflante ou de l'hélice tout en respectant la spécification de poussée. La turbomachine peut être alors installée sous une aile basse d'un aéronef, tel qu'un avion. Ce flux tertiaire peut également permettre de refroidir de manière plus efficace des fluides utilisés dans la turbomachine pour son fonctionnement grâce à des échangeurs de chaleur qui seraient placés dans la veine tertiaire.

[0004] Cependant, l'installation d'un échangeur de chaleur peut induire une perte de charge. Par ailleurs, le flux tertiaire peut traverser une rangée d'aubes statoriques qui est placée dans la veine tertiaire et en amont de l'échangeur de chaleur. Cette rangée d'aubes statoriques faisant partie de l'ensemble de compresseur doit dans certains cas réaliser une déviation très importante du flux tertiaire de manière à redresser l'écoulement à la sortie de celui-ci. Cette déviation peut être supérieure à 40° et entraîner une augmentation des pertes aérodynamiques.

[0005] Il existe un besoin de résoudre tout ou partie des inconvénients précités.

Résumé de l'invention

[0006] L'objectif de la présente invention est de fournir une solution permettant de mieux répartir les charges aérodynamiques dans un canal où circule un troisième flux tout en évitant d'impacter la masse et les performances de la turbomachine.

- [0007] Nous parvenons à cet objectif conformément à l'invention grâce à une turbomachine, en particulier pour un aéronef, comprenant :
- [0008] - un bec de division agencé dans une veine primaire dans lequel circule un flux primaire et destiné à séparer le flux primaire en un flux radialement interne et en un flux radialement externe ;
- [0009] - un équipement statorique installé dans un canal dans lequel circule le flux radialement externe ; et,
- [0010] - une première rangée de premières aubes statoriques installée dans le canal et destinée à redresser le flux radialement externe en direction de l'équipement,
- [0011] la turbomachine comprenant un diffuseur qui est agencé, en aval des premières aubes statoriques et qui est divergent entre une section d'entrée et une section de sortie, et une deuxième rangée de deuxièmes aubes statoriques agencée, en aval du diffuseur, de manière à dévier le flux radialement externe en sortie du diffuseur vers l'équipement statorique, les deuxièmes aubes statoriques étant situées en amont de l'équipement statorique.
- [0012] Ainsi, cette solution permet d'atteindre l'objectif susmentionné. En particulier, l'intégration de deux rangées d'aubes statoriques en combinaison avec un diffuseur dans le canal où circule le flux radialement externe (troisième flux) permet une meilleure répartition de la charge aérodynamique dans tout le canal. La rangée d'aubes fortement déviant est remplacé par deux première et deuxième rangées d'aubes statoriques distinctes dont l'une est moins déviant que l'autre et réalise une giration résiduelle en entrée du diffuseur. La présence d'une giration résiduelle en entrée du diffuseur permet d'avoir une plus grande longueur aérodynamique de diffusion et ainsi de réduire la longueur axiale physique du diffuseur ainsi que celle des deuxièmes aubes statoriques et de l'équipement statorique. Ce dernier permet de ralentir le flux radialement externe avant de balayer les deuxièmes aubes statoriques. Cela permet donc d'avoir un meilleur compromis entre performances aérodynamiques, opérabilité et longueur du canal et des éléments qui l'équipent.
- [0013] La turbomachine comprend également l'une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises seules ou en combinaison :
- [0014] - les deuxièmes aubes statoriques sont configurées de manière à réaliser un redressement du flux radialement externe plus important que le redressement des premières aubes statoriques et de manière à annuler une éventuelle giration du flux radialement externe en sortie des deuxièmes aubes statoriques.
- [0015] - chaque deuxième aube statorique comprend une pale ayant bord d'attaque et un bord de fuite qui sont reliées par une surface intrados et une surface extrados, chaque deuxième aube statorique présente un angle métal au bord d'attaque et un angle métal au bord de fuite dont la différence est comprise entre 0° et 65° de manière à présenter

- une éventuelle giration du flux radialement externe égale ou sensiblement égale à zéro.
- [0016] - l'angle métal au bord de fuite de chaque deuxième aube statorique est nul ou sensiblement nul.
 - [0017] - chaque première aube statorique comprend une pale ayant un bord d'attaque et un bord de fuite qui sont reliées par une surface intrados et une surface extrados, chaque première aube statorique présentant un angle métal au bord d'attaque et un angle métal au bord de fuite dont la différence est comprise entre 5° et 30° de manière à réaliser une éventuelle giration non nulle du flux radialement externe en sortie des premières aubes statoriques.
 - [0018] - l'équipement statorique comprend au moins un échangeur de chaleur, une rangée annulaire de bras structuraux ou au moins un pylône.
 - [0019] - la turbomachine comprend une hélice et un bec de séparation agencé entre l'hélice et le bec de division suivant l'axe longitudinal, le bec de séparation étant destiné à séparer un flux d'air en le flux primaire et en un flux secondaire issus de l'hélice, le flux secondaire circulant autour de la veine primaire.
 - [0020] - un redresseur comprenant une pluralité d'aubes de stator est agencé en aval de l'hélice et est disposé à travers le flux secondaire.
 - [0021] - l'équipement comprend une rangée annulaire de bras structuraux qui est intégrée à la deuxième rangée de deuxièmes aubes statoriques, les bras structuraux présentant chacun un bord amont, les bords amonts des bras structuraux et les bords d'attaque des deuxièmes aubes statoriques étant définis dans un même plan.
 - [0022] - les deuxièmes aubes statoriques comprennent des profils aérodynamiques identiques ou des groupes de profils aérodynamiques différents des uns des autres.
 - [0023] - le diffuseur comprend une virole radialement externe et une virole radialement interne entre lesquelles sont définis des passages du flux radialement externe, chaque passage s'étendant entre une ouverture d'entrée et une ouverture de sortie opposées suivant l'axe longitudinal et chaque passage présente une section croissant progressivement de l'ouverture d'entrée à l'ouverture de sortie.
 - [0024] - le diffuseur est un diffuseur lisse.
 - [0025] L'invention concerne également un aéronef équipé d'une telle turbomachine.

Brève description des figures

- [0026] L'invention sera mieux comprise, et d'autres buts, détails, caractéristiques et avantages de celle-ci apparaîtront plus clairement à la lecture de la description explicative détaillée qui va suivre, de modes de réalisation de l'invention donnés à titre d'exemples purement illustratifs et non limitatifs, en référence aux dessins schématiques annexés dans lesquels :
- [0027] - La [Fig.1] illustre une coupe axiale d'un exemple de turbomachine selon

l'invention ;

- [0028] - La [Fig.2] représente de manière schématique et suivant une coupe axiale et partielle, un exemple de configuration de moyens de redressement d'un flux d'air dans une turbomachine selon l'invention ;
- [0029] - La [Fig.3] illustre un détail des moyens de redressement et d'équipement statorique de la turbomachine suivant des plans de coupe de la [Fig.2] ;
- [0030] - La [Fig.4] représente de manière schématique, l'exemple de circulation d'un flux d'air dans une portion de turbomachine selon l'invention ;
- [0031] - La [Fig.5] illustre un mode de réalisation schématique de l'agencement d'une rangée de bras structuraux intégrée à une rangée d'aubes statoriques dans une turbomachine selon l'invention ;
- [0032] - La [Fig.6] est un autre mode de réalisation de l'agencement d'une rangée de bras structuraux intégrée à une rangée d'aubes statoriques dans une turbomachine selon l'invention.

Description détaillée de l'invention

- [0033] La [Fig.1] représente une turbomachine 1, à plusieurs flux, destinée à être montée sur un aéronef tel qu'un avion. La turbomachine 1 représentée comprend une hélice 2 non carénée. Une telle turbomachine est un turbopropulseur et est connue sous l'expression anglaise de « open rotor » ou « unducted fan » ou « open fan ». Dans cette catégorie de turbomachine, il existe celles qui ont deux hélices non carénées et contrarotatives (connues sous le sigle anglais UDF pour « Unducted Dual Fan ») ou celles ayant une seule hélice non carénée et un redresseur qui est non caréné non plus et qui comprend plusieurs aubes de stator (connues sous le sigle anglais USF pour « Unducted Single Fan »). Bien entendu, l'invention s'applique à d'autres types de turbomachine tels que les turboréacteurs.
- [0034] Dans la présente invention, et de manière générale, les termes « amont », « aval », « axial » et « axialement » sont définis par rapport à la circulation des gaz dans la turbomachine et par rapport à l'axe longitudinal X de la turbomachine 1. De même, les termes « radial », « radialement », « interne » et « externe » sont définis par rapport à un axe radial Z perpendiculaire à l'axe longitudinal X et au regard de l'éloignement par rapport à l'axe longitudinal X.
- [0035] Sur la [Fig.1], la turbomachine 1 comprend un générateur de gaz ou moteur de turbine à gaz 3 qui comporte typiquement d'amont en aval, un compresseur basse pression ou (« booster » en anglais) 5, un compresseur haute pression (non représenté), une chambre de combustion (non représentée), une turbine haute pression (non représentée) et une turbine basse pression (non représentée). Le compresseur basse pression 5 comprend une partie amont 4 qui est située dans une veine primaire 13

comme cela est expliqué ultérieurement.

- [0036] Les rotors du compresseur basse pression 5, de la partie amont 4 du compresseur basse pression 5 et de la turbine basse pression sont reliés mécaniquement par un arbre basse pression (non représenté) de manière à former un corps basse pression. Les rotors du compresseur haute pression 5, de sa partie amont 4 et de la turbine haute pression sont reliés mécaniquement par un arbre haute pression (non représenté) de manière à former un corps haute pression. L'arbre basse pression s'étend à l'intérieur de l'arbre haute pression et sont coaxiaux à l'axe longitudinal X.
- [0037] L'hélice 2 est montée en amont du générateur de gaz 3 et préférentiellement en amont du compresseur basse pression 5 (et de sa partie amont). L'hélice 2 comprend une pluralité d'aubes mobiles 6 autour de l'axe longitudinal X et s'étendant radialement depuis un carter interne 7 formant le moyeu de l'hélice 2. Les aubes mobiles 6 peuvent être à calage variable autour d'un axe de calage transversal à l'axe longitudinal X.
- [0038] Un redresseur 8 est disposé en aval de l'hélice 2. Le redresseur 8 comprend une pluralité d'aubes de stator 9 (ou aubes fixes) connues sous le sigle anglais « OGV » pour Outlet Guide Vane. Dans la présente invention, nous entendons par le terme « aube de stator » ou « aube fixe », une aube qui n'est pas entraînée en rotation autour de l'axe longitudinal X de la turbomachine. Les aubes de stator 9 sont réparties autour de l'axe longitudinal X et sont disposées en aval des aubes mobiles 6 de l'hélice 2 de manière à redresser le flux d'air généré par celles-ci.
- [0039] Les aubes de stator 9 du redresseur 8 sont à calage variable ou sont fixes.
- [0040] Le flux d'air F qui traverse l'hélice 2 est scindé en un flux primaire F1 et en un flux secondaire F2 par un bec de séparation 10. Ce dernier est porté par un carter d'entrée 11 centré sur l'axe longitudinal X. Le carter d'entrée 11 est fixe et est prolongé en aval par un carter externe ou carter inter-veine 12 qui s'étend radialement à l'extérieur du carter interne 7.
- [0041] Le flux d'air primaire F1 circule dans une veine primaire 13 alors que le flux secondaire F2 circule radialement à l'extérieur de la veine primaire 13. En particulier, le flux secondaire F2 circule radialement à l'extérieur des carters et balaie le redresseur 8 non caréné.
- [0042] La veine primaire 13 est délimitée radialement par une paroi radialement interne 14 (portée par le carter externe et le carter d'entrée) et une paroi radialement externe 15 (portée par le carter interne 7).
- [0043] Chaque compresseur et chaque turbine comprennent au moins un étage composé, suivant l'axe longitudinal X, d'un aubage d'aubes rotoriques 4a, 5a et d'un aubage d'aubes statoriques 4b, 5b. Les aubes rotoriques 4a, 5a s'étendent radialement depuis le carter interne 7 (en particulier de la paroi radialement externe 15) auquel celles-ci

sont solidaires en rotation autour de l'axe longitudinal X. Les aubes rotoriques peuvent être à calage variable. Les aubes statoriques 5b du compresseur basse pression 5 s'étendent radialement entre le carter externe 7 (en particulier de la paroi radialement 15) et un bec de division 19 auxquels celles-ci sont solidaires. Les aubes statoriques peuvent être à calage variable. Le bec de division 19 comprend en particulier une paroi radialement interne 20 et une paroi radialement externe 21.

[0044] Dans le présent exemple, la partie amont 4 du compresseur basse pression est agencée en amont du bec de division 19. Les aubes statoriques 4b de la partie amont 4 s'étendent entre le carter interne 7 et le carter externe 12.

[0045] En amont du compresseur basse pression 5 sont agencées plusieurs aubes directrices d'entrée 16 qui sont connues sous l'acronyme anglais de « IGV » pour Inlet Guide Vane. Les aubes directrices d'entrée 16 sont disposées autour de l'axe longitudinal X et sont portées par une virole 17 prolongeant en amont la paroi radialement interne 14.

[0046] Des bras de carter 18 sont avantageusement disposés en aval des aubes directrices d'entrée 16 et permettent le passage de servitudes (non représentées) par exemple. Les bras de carter 18 s'étendent radialement entre le carter d'entrée 11 et le carter interne 7 auxquels ceux-ci sont solidarisés. Les bras de carter 18 sont montés en amont du compresseur basse pression 4 (et en particulier de la partie amont 4 du compresseur basse pression).

[0047] Le flux primaire F1 balaie ces aubes directrices d'entrée 16 et les bras de carter 18 avant de subir une première compression par la partie amont 4 du compresseur basse pression 5 puis une deuxième compression par le compresseur haute pression 5.

[0048] En référence à la [Fig.2], le flux primaire F1 se divise en un flux radialement interne F11 et en flux radialement externe F12. La division est réalisée grâce au bec de division 19 qui est annulaire. Ce dernier est agencé dans la veine primaire 13. De manière avantageuse, mais non limitativement, le bec de division 19 est situé en aval du bec de séparation 10 scindant le flux d'air F en deux. Le flux radialement interne F11 circule à l'intérieur du bec de division 19 tandis que le flux radialement externe F12 circule radialement à l'extérieur du bec de division 19 dans un canal 22. Le canal 22 est délimité de manière avantageuse par la paroi radialement interne 14 (portée par le carter externe) et la paroi radialement externe 21 (portée par le bec de division 19). Le flux radialement interne F11 poursuit son écoulement vers la chambre de combustion et les turbines.

[0049] Sur la [Fig.2], la turbomachine 1 comprend une première rangée de premières aubes statoriques 25 et un équipement statorique 26 qui sont installés dans le canal 22 où circule le flux radialement externe F12.

[0050] L'équipement statorique 26 est choisi parmi un groupe comprenant au moins un échangeur de chaleur, une rangée annulaire de bras structuraux ou au moins un pylône.

- [0051] Les premières aubes statoriques 25 sont disposées en amont de l'équipement statorique 26. Ces premières aubes statoriques 25 sont destinées à redresser le flux radialement externe F12 en direction de l'équipement statorique 26. Les premières aubes statoriques 25 sont réparties, de préférence régulièrement, autour de l'axe longitudinal X. Chaque première aube statorique 25 comprend un pied (non représenté) et une pale 27 qui s'étend radialement depuis le pied. Chaque pale 27 est destinée à s'étendre à travers le flux radialement externe F12.
- [0052] En référence à la [Fig.3] qui est un détail des coupes de la [Fig.2], dans les plans de coupe AA et BB, chaque pale 27 des premières aubes statoriques 25 comprend un bord d'attaque 27a, un bord de fuite 27b, une surface intrados 27i et une surface extrados 27e. Les surfaces intrados et extrados 27i, 27e sont opposées l'une à l'autre et sont, chacune, reliées par le bord d'attaque 27a et le bord de fuite 27b. Le pied des pales 27 est solidarisé à la paroi radialement externe 21 du bec de division 19 et la tête de la pale 27 est solidarisée à la paroi radialement interne 14 du carter externe 12. De manière alternative, les pales pourraient être fixées uniquement par leur pied ou tête au carter interne 7 ou carter externe 12.
- [0053] En référence aux figures 2 et 4, la turbomachine 1 comprend un diffuseur 29 qui est configuré de manière à ralentir le flux radialement externe F12. Le diffuseur 29 est pour cela installé dans le canal 22. Le diffuseur 29 est agencé plus précisément entre la première rangée des premières aubes statoriques 25 et l'équipement statorique 26. Le diffuseur 29 permet de réduire le nombre de Mach en amont de l'équipement 26 et ainsi les pertes de charge aérodynamiques de l'équipement 26 qui est installé à travers le flux radialement externe F12.
- [0054] Dans cet exemple de réalisation, le diffuseur 29 est annulaire et s'étend suivant l'axe longitudinal X entre une section d'entrée 29a et une section de sortie 29b. Le diffuseur 29 est de manière avantageuse distincte des premières aubes statoriques 25 et de l'équipement 26. De manière alternative, le diffuseur 29 est solidarisé en amont aux premières aubes statoriques 25 et en aval à l'équipement 26.
- [0055] Le diffuseur 29 comprend avantageusement une virole radialement externe et une virole radialement interne qui sont centrées autour de l'axe longitudinal X. La virole radialement externe s'étend à l'extérieur de la virole radialement interne. Dans le présent exemple, la virole radialement externe définit une partie de la paroi radialement interne 14 du carter externe 12 et la virole radialement interne définit une partie de la paroi radialement externe 21 du bec de division. Les viroles définissent plusieurs passages du flux radialement externe qui sont répartis autour de l'axe longitudinal. Chaque passage comprend une ouverture d'entrée, située au niveau de la section d'entrée 29a, et en regard des premières aubes statoriques 25. Chaque passage comprend une ouverture de sortie, située au niveau de la section de sortie 29b, et en

regard de l'équipement 26.

[0056] De manière avantageuse, mais non limitativement, le diffuseur 29 est divergent entre la section d'entrée 29a et la section de sortie 29b. En d'autres termes, la section du diffuseur 29 augmente de l'amont vers l'aval. Plus précisément chaque passage du diffuseur 29 présente une section croissante depuis l'ouverture d'entrée jusqu'à l'ouverture de sortie, soit suivant l'axe longitudinal. Comme cela est représenté sur la [Fig.2], la paroi radialement interne 14 s'évase de l'amont vers l'aval (et en particulier entre la section d'entrée 29a et la section de sortie 29b) engendrant cette variation de section. Cela peut être représenté de manière mathématique avec la formule suivante :

$$[0057] \quad \pi * (R_{29b_{14}}^2 - R_{29b_{21}}^2) > \pi * (R_{29a_{14}}^2 - R_{29a_{21}}^2),$$

[0058] avec $R_{29a_{14}}$ le rayon interne au niveau de la section d'entrée, $R_{29b_{14}}$ le rayon externe au niveau de la section d'entrée, $R_{29b_{14}}$ le rayon interne au niveau de la section de sortie, et $R_{29b_{21}}$ le rayon externe au niveau de la section de sortie. Le rayon étant mesuré depuis l'axe longitudinal et la virole radialement interne ou externe du diffuseur 29.

[0059] La variation de la section est progressive de manière à ne pas engendrer de décollements aérodynamiques du flux radialement externe F12.

[0060] Suivant la [Fig.4], le diffuseur 29 présente une longueur L1 prédéterminée. La longueur L1 est mesurée entre la section d'entrée 29a et la section de sortie 29b. De manière avantageuse, la longueur du diffuseur 29 est inférieure à la longueur L2 mesurée entre le bord de fuite 27b des premières aubes 25 et un bord amont 30 de l'équipement 26. En effet, le diffuseur 29 est configuré de manière que le flux radialement externe se déplace suivant une hélicoïde H. Ce déplacement hélicoïdal du flux radialement externe F12 est obtenu grâce à un angle α_2 sur la [Fig.3] qui n'est pas nul. Un tel déplacement du flux radialement externe F12 implique que la distance parcourue par le flux radialement externe dans le diffuseur 29 est plus importante que la longueur L1 prédéterminée du diffuseur 29. Une telle configuration permet d'avoir un diffuseur 29 de longueur axiale L1 réduite, tout en maintenant une longueur parcourue par le fluide équivalente au cas où α_2 serait supérieur à 0. Car plus la longueur de diffusion est courte et plus le risque de décollement du flux radialement externe est important..

[0061] Avantageusement, la longueur du diffuseur 29 est définie de telle manière que le rapport entre les sections d'entrée 29a et de sortie 29b, et la longueur du diffuseur est compris entre 1 et 5 .

[0062] De manière avantageuse, mais non limitativement, le diffuseur 29 est lisse. Autrement dit, le diffuseur 29 ne comporte aucun élément physique autre que les viroles délimitant le canal 22.

[0063] En référence aux figures 2, 3 et 4, la turbomachine 1 comprend une deuxième rangée

de deuxièmes aubes statoriques 31 qui est destinée à réaliser un redressement du flux radialement externe F12 en sortie du diffuseur 29. Le flux radialement externe est ralenti en sortie du diffuseur 29. Les deuxièmes aubes statoriques 31 sont installées dans le canal 22. Avantagusement, les deuxièmes aubes statoriques 31 sont agencées en aval du diffuseur 29. En particulier, la deuxième rangée de deuxièmes aubes statoriques 31 est agencée entre le diffuseur 29 et l'équipement 26 suivant l'axe longitudinal X. Comme cela est visible sur la [Fig.2], les deuxièmes aubes statoriques 31 sont agencées dans une portion divergente de la paroi radialement interne 14. Cette portion divergente correspond à une portion de la virole radialement externe qui s'étend en aval et enveloppe au moins en partie l'équipement 26. En d'autres termes et en référence à la [Fig.4], la giration ou déplacement hélicoïdal s'étend au-delà de la section de sortie 29b du diffuseur 29.

[0064] Les deuxièmes aubes statoriques 31 présentent également une pale 32 ayant un bord d'attaque 32a, un bord de fuite 32b qui sont reliées par une surface intrados 32i interne et une surface extrados 32e.

[0065] Les deuxièmes aubes statoriques 31 sont configurées de manière à réaliser un redressement du flux radialement externe F12 plus important que le redressement des premières aubes statoriques 25 et de manière à annuler une éventuelle giration du flux radialement externe en sortie des deuxièmes aubes statoriques 31. Le redressement peut être défini par la différence entre les angles aux bords d'attaque des pales des premières et deuxièmes aubes, et les angles aux bords de fuite des pales des premières et deuxièmes aubes, par exemple $\beta_2 - \beta_1 > \alpha_2 - \alpha_1$. L'incidence en sortie des deuxièmes aubes statoriques est considérée presque constante.

[0066] A cet effet, un angle métal α_1 prédéterminé est fixé au niveau du bord d'attaque 27a des pales 27 des premières aubes statoriques 25 et un angle métal α_2 prédéterminé est fixé au niveau du bord de fuite 27b des pales des premières aubes statoriques 25. L'angle métal α_1 au bord d'attaque 27a, respectivement bord de fuite 27b, est l'angle formé entre la direction générale (parallèle à l'axe longitudinal X) du flux radialement externe F12 et une droite tangente à la ligne de squelette de la pale 27 au bord d'attaque, respectivement bord de fuite. La déviation ou redressement du flux d'air radialement externe F12 est faiblement dévié par les premières aubes statoriques 25. La différence entre l'angle métal au bord de fuite et l'angle métal au bord d'attaque, ($\alpha_2 - \alpha_1$), définit l'angle de déviation de chaque première aube statoriques 25 et est comprise entre 5° et 30° . Avec cette faible déviation, les premières aubes statoriques 25 sont aérodynamiquement moins chargées et sont conçues de manière à être en mesure de tolérer les variations d'incidence, autrement dit les variations de l'angle fluide défini comme l'angle entre la direction de l'écoulement et l'axe longitudinal X. La giration résiduelle (angle entre le vecteur vitesse de l'écoulement et l'axe lon-

gitudinal) n'est pas nulle.

- [0067] Un angle métal β_1 prédéterminé est également fixé au bord d'attaque 32a de chaque pale 32 des deuxièmes aubes 31 et un angle métal β_2 prédéterminé est fixé au bord de fuite 32b de chaque pale 32 des deuxièmes aubes 31. La différence (ou déviation) entre l'angle métal au bord de fuite 32b et l'angle métal au bord d'attaque 32a, $(\beta_2 - \beta_1)$ est comprise entre 0° et 65° de manière à présenter une éventuelle giration du flux radialement externe égale ou sensiblement égale à zéro. Préférentiellement, l'angle de déviation de chaque deuxième aube statorique 31 est comprise entre 15° et 45° .
- [0068] De manière avantageuse, mais non limitativement, l'angle métal au bord de fuite de chaque deuxième aube statorique 31 est nul ou sensiblement nul (entre 0° et 5°). En particulier, une droite passant par le bord de fuite et tangente à la surface extradors de chaque pale des deuxièmes aubes statoriques 31 est parallèle à l'axe longitudinal. De la sorte, la giration du flux radialement externe traversant les deuxièmes aubes statoriques 31 est annulée. Lorsque le rayon moyen du diffuseur 29 lisse est croissant, la giration réalisée par les premières aubes statoriques 25 va naturellement s'atténuer par conservation du moment cinétique.
- [0069] Suivant un mode de réalisation tel que représenté sur la [Fig.4], la longueur de la corde de chaque deuxième aube statorique 31 est inférieure à la longueur de la corde de chaque première aube statorique. Cette différence de longueur est permise d'une part, parce que le redressement du flux radialement externe F12 est partagé entre les premières aubes statoriques 25 et les deuxièmes aubes 31, et d'autre part parce que la variation d'angle fluide vue par les deuxièmes aubes statoriques 31 est plus faible. Cela favorise la réduction de la longueur axiale de l'ensemble des premières aubes statoriques 25, diffuseur 29, deuxièmes aubes statoriques 31, et équipement 26.
- [0070] Suivant un mode de réalisation illustré sur la [Fig.5], l'équipement 26 comprend une rangée annulaire de bras structuraux 35. Ces bras structuraux 35 peuvent dévier légèrement l'écoulement dans une plage comprise entre 0° et 5° mais n'ont globalement aucune fonction de redressement du flux radialement externe. Les bras 35 sont répartis régulièrement autour de l'axe longitudinal X. Chaque bras structural 35 s'étend radialement entre des parois interne et externe. Chaque bras 35 comprend un bord amont 35a et bord aval 35b qui sont opposés suivant l'axe longitudinal X. Des surfaces intrados et extradors relient le bord amont et le bord aval.
- [0071] Dans cet exemple de réalisation, la rangée de bras structuraux 35 est intégrée à la deuxième rangée de deuxièmes aubes statoriques 31. Les bras structuraux 35 sont indépendants et distincts des deuxièmes aubes statoriques. Alternativement, la partie amont des bras structuraux 35 peut être formée par une deuxième aube statorique. De la sorte, la longueur des deuxièmes aubes statoriques 31 et des bras structuraux 35 est réduite ce qui permet un gain en masse. Comme cela est illustré, les bords amonts 35a des bras

structuraux 35 et les bords d'attaque 32a des deuxièmes aubes 31 sont définis dans un même plan P perpendiculaire à l'axe longitudinal X. Les bords de fuite 35b des bras 35 sont disposés en aval des bords de fuite 32b des deuxièmes aubes 31.

- [0072] Le nombre de bras structuraux 35 est différent du nombre de deuxièmes aubes statoriques 31. En particulier, les deuxièmes aubes statoriques 31 sont plus nombreux que les bras structuraux 35. Cela est dû au fait que les bras structuraux 35 n'ont qu'une fonction structurale mécanique et permet de réduire les pertes de charge.
- [0073] Les deuxièmes aubes 31 dans ce mode de réalisation présentent un profil aérodynamique identique. Dans la présente description, un profil aérodynamique est défini par des paramètres géométriques qui sont la corde, la ligne de cambrure, la ligne de squelette, l'épaisseur de la pale suivant la corde, etc.
- [0074] Toutefois, le nombre de deuxièmes aubes statoriques 31 entre deux bras structuraux 35 suivant une direction circonférentielle (autour de l'axe longitudinal X) peut être différent. Ici, il y a six deuxièmes aubes statoriques 31 entre deux bras structuraux 35 adjacents et onze deuxièmes aubes statoriques 31 entre deux bras structuraux 35 adjacents. Les profils des bras structuraux 35 sont identiques mais peuvent être différents.
- [0075] La [Fig.6] illustre un autre mode de réalisation de l'agencement des deuxièmes aubes statoriques 31 intégrées aux bras structuraux 35. Ce mode de réalisation diffère de celui de la [Fig.5] en ce que les deuxièmes aubes statoriques 31 sont agencées suivant des groupes de profils aérodynamiques différents des uns des autres. Un seul groupe ou différents groupes de profils aérodynamiques peu(ven)t être agencé(s) entre deux bras structuraux 35 adjacents suivant la direction circonférentielle. Dans cet exemple illustré avec vingt-six deuxièmes aubes statoriques 31 et trois bras structuraux 35, il y a quatre groupes de profils aérodynamiques différents P1, P2, P3, P4. Plus précisément, entre deux bras structuraux 35 adjacents sont agencées deux deuxièmes aubes statoriques de profil P1, deux deuxièmes aubes statoriques de profil P2, et deux deuxièmes aubes statoriques de profil P3. Entre deux autres bras structuraux 35 adjacents sont agencées trois deuxièmes aubes statoriques de profil P1, quatre deuxièmes aubes statoriques de profil P2, deux deuxièmes aubes statoriques de profil P4, et deux deuxièmes aubes statoriques de profil P3. L'agencement des profils aérodynamiques est spécifique à chaque configuration et est défini en fonction de l'arrangement des équipements présents dans le flux radialement externe. La mise en place de deuxièmes aubes statoriques de profils différents permet de minimiser l'impact d'une distorsion circonférentielle venant de l'aval.
- [0076] De la sorte, les charges aérodynamiques dans le canal 22 sont mieux réparties grâce à des premières aubes statoriques 25 qui vont fixer l'angle fluide défini comme l'angle entre la direction de l'écoulement et l'axe longitudinal X en amont des deuxièmes

aubes statoriques 31, un diffuseur ralentissant le flux radialement externe F12, et les deuxièmes aubes 31 qui reprennent le reste de la déviation pour annuler la giration et qui fonctionnent avec une incidence quasi constante.

Revendications

- [Revendication 1] Turbomachine (1) en particulier pour un aéronef, comprenant :
- un bec de division (19) agencé dans une veine primaire (13) dans lequel circule un flux primaire (F1) et destiné à séparer le flux primaire (F1) en un flux radialement interne (F11) et en un flux radialement externe (F12) ;
 - un équipement statorique (26) installé dans un canal (22) dans lequel circule le flux radialement externe (F12) ; et,
 - une première rangée de premières aubes statoriques (25) installée dans le canal (22) et destinée à redresser le flux radialement externe (F12) en direction de l'équipement (26),
- caractérisée en ce que, la turbomachine comprend un diffuseur (29) qui est agencé, en aval des premières aubes statoriques (25) et qui est divergent entre une section d'entrée (29a) et une section de sortie (29b), et une deuxième rangée de deuxièmes aubes statoriques agencée (31), en aval du diffuseur (29) de manière à dévier le flux radialement externe (F12) en sortie du diffuseur (29) vers l'équipement, les deuxièmes aubes statoriques (31) étant situées en amont de l'équipement (26).
- [Revendication 2] Turbomachine (1) selon la revendication 1, caractérisée en ce que les deuxièmes aubes statoriques (31) sont configurées de manière à réaliser un redressement du flux radialement externe (F12) plus important que le redressement des premières aubes statoriques (25) et de manière à annuler une éventuelle giration du flux radialement externe en sortie des deuxièmes aubes statoriques (31).
- [Revendication 3] Turbomachine (1) selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que chaque deuxième aube statorique (31) comprend une pale (32) ayant bord d'attaque (32a) et un bord de fuite (32b) qui sont reliées par une surface intrados (32i) et une surface extrados (32e), chaque deuxième aube statorique (31) présente un angle métal (β_1) au bord d'attaque (32a) et un angle métal (β_2) au bord de fuite (32b) dont la différence est comprise entre 0° et 65° de manière à présenter une éventuelle giration du flux radialement externe (F12) égale ou sensiblement égale à zéro.
- [Revendication 4] Turbomachine (1) selon la revendication précédente, caractérisée en ce que l'angle métal (β_2) au bord de fuite (32a) de chaque deuxième aube statorique (31) est nul ou sensiblement nul.
- [Revendication 5] Turbomachine (1) selon l'une des revendications précédentes, ca-

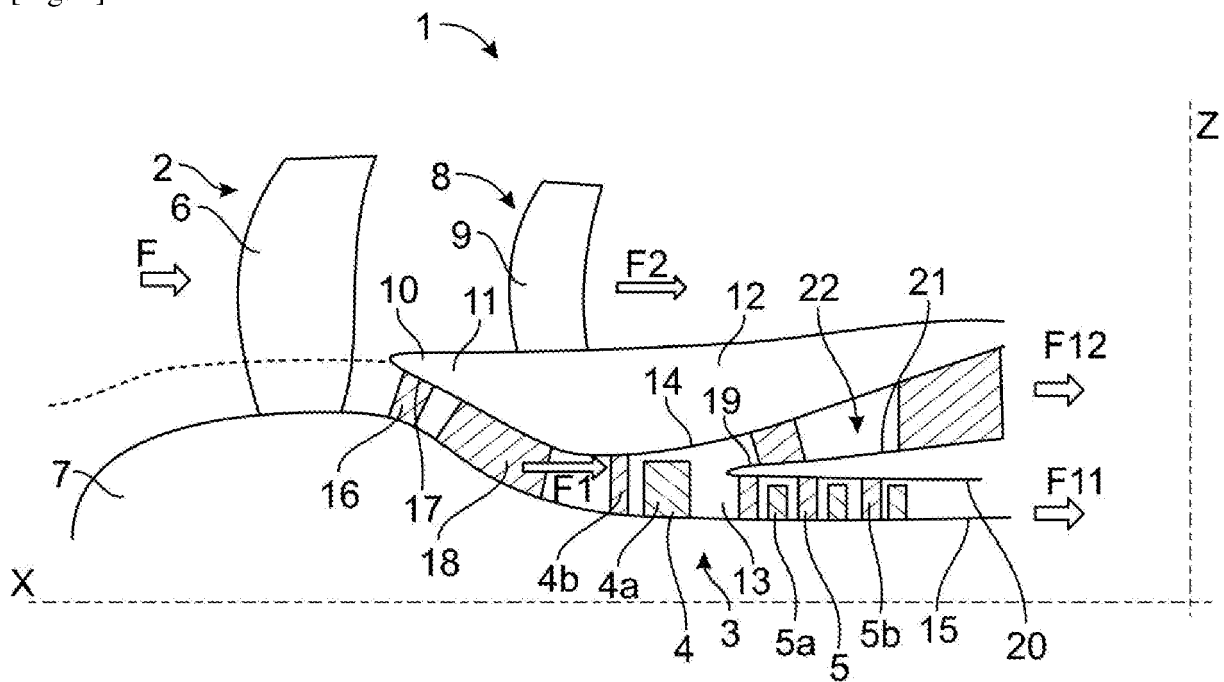
ractérisée en ce que chaque première aube statorique (25) comprend une pale (27) ayant un bord d'attaque (27a) et un bord de fuite (27b) qui sont reliées par une surface intrados (27i) et une surface extrados (27e), chaque première aube statorique (25) présentant un angle métal ($\alpha 1$) au bord d'attaque (27a) et un angle métal ($\alpha 2$) au bord de fuite (27b) dont la différence est comprise entre 5° et 30° de manière à réaliser une éventuelle giration non nulle du flux radialement externe (F12) en sortie des premières aubes statoriques (25).

- [Revendication 6] Turbomachine (1) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que l'équipement statorique (26) comprend au moins un échangeur de chaleur, une rangée annulaire de bras structuraux (35) ou au moins un pylône.
- [Revendication 7] Turbomachine (1) selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce qu'elle comprend une hélice (2) et un bec de séparation (10) agencé entre l'hélice (2) et le bec de division (19) suivant l'axe longitudinal, le bec de séparation (10) étant destiné à séparer un flux d'air (F) en le flux primaire (F1) et en un flux secondaire (F2) issus de l'hélice, le flux secondaire (F2) circulant autour de la veine primaire (13).
- [Revendication 8] Turbomachine (1) selon la revendication précédente, caractérisée en ce qu'un redresseur (8) comprenant une pluralité d'aubes de stator (9) est agencé en aval de l'hélice (2) et est disposé à travers le flux secondaire (F2).
- [Revendication 9] Turbomachine (1) selon l'une des revendications 3 à 8, caractérisée en ce que l'équipement (26) comprend une rangée annulaire de bras structuraux (35) qui est intégrée à la deuxième rangée de deuxièmes aubes statoriques (31), les bras structuraux (35) présentant chacun un bord amont (35a), les bords amonts (35a) bras structuraux (35) et les bords d'attaque (31a) des deuxièmes aubes statoriques (31) étant définis dans un même plan (P).
- [Revendication 10] Turbomachine (1) selon la revendication précédente, caractérisée en ce que les deuxièmes aubes statoriques (31) comprennent des profils aérodynamiques identiques ou des groupes de profils aérodynamiques différents des uns des autres.
- [Revendication 11] Turbomachine (1) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que le diffuseur (29) comprend une virole radialement externe et une virole radialement interne entre lesquelles sont définis des passages du flux radialement externe (F12), chaque

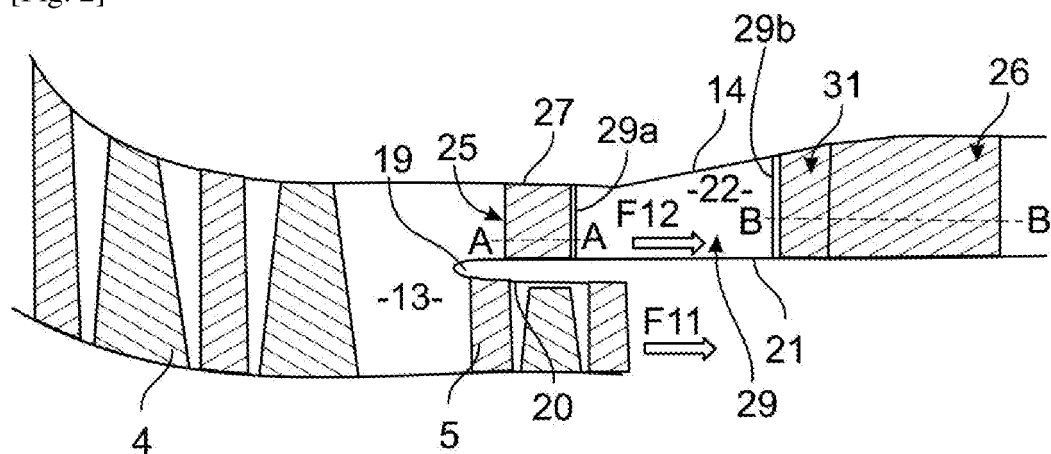
passage s'étendant entre une ouverture d'entrée et une ouverture de sortie opposées suivant l'axe longitudinal et chaque passage présente une section croissant progressivement de l'ouverture d'entrée à l'ouverture de sortie.

[Revendication 12] Turbomachine (1) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que le diffuseur (29) est un diffuseur lisse.

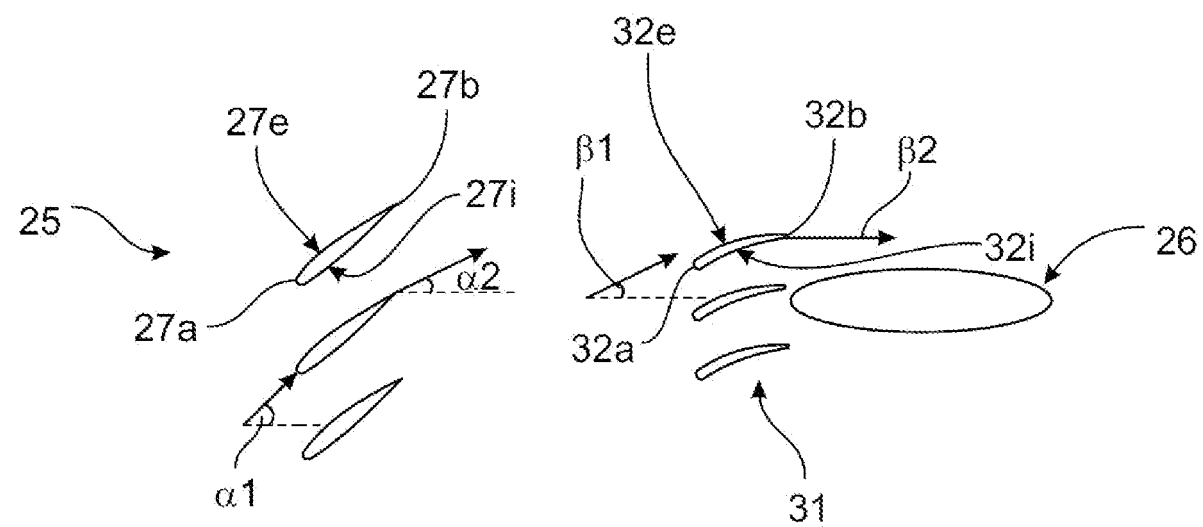
[Fig. 1]



[Fig. 2]



[Fig. 3]



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 918639
FR 2303028

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		
Y	BE 1 029 617 A1 (SAFRAN AERO BOOSTERS [BE]) 14 février 2023 (2023-02-14)	1-6, 9-12	F01D 9/00
A	* alinéas [0004], [0041] - [0051]; figures 1, 2 *	7, 8	F01D 9/06 F02K 3/077

Y	FR 3 120 898 A1 (SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR]) 23 septembre 2022 (2022-09-23)	1-6, 9-12	
A	* alinéas [0034] - [0037], [0039] - [0045]; figure 1 *	7, 8	

Y	FR 3 109 796 A1 (SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR]) 5 novembre 2021 (2021-11-05)	1-6, 9-12	
A	* alinéas [0038] - [0043], [0051] - [0058]; figures 1, 3-5 *	7, 8	

A	US 2021/108597 A1 (OSTDIEK DAVID MARION [US] ET AL) 15 avril 2021 (2021-04-15)	1-12	
	* alinéas [0043] - [0063]; figures 1, 5-7 *		

			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F01D F02K F02C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
10 novembre 2023		Chatziapostolou, A	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE **RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2303028 FA 918639**

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 **10-11-2023**
 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
BE 1029617 A1	14-02-2023	BE 1029617 A1	14-02-2023
		WO 2023001907 A1	26-01-2023

FR 3120898 A1	23-09-2022	AUCUN	

FR 3109796 A1	05-11-2021	AUCUN	

US 2021108597 A1	15-04-2021	CN 112664349 A	16-04-2021
		US 2021108597 A1	15-04-2021
