

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

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

3 131 732

②1 N° d'enregistrement national : **22 00147**

⑤1 Int Cl⁸ : **B 64 C 11/48 (2022.01)**

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 10.01.22.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 14.07.23 Bulletin 23/28.

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) : **LEBEAULT Eva Julie, BINDER**
Anthony et SOULAT Laurent.

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

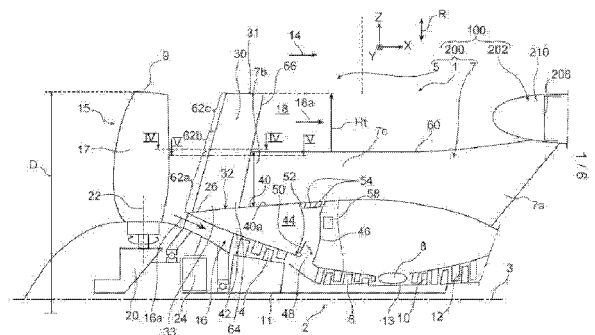
⑦4 Mandataire(s) : **BREVALEX.**

⑤4 **ENSEMBLE PROPULSIF A HELICE POUR AERONEF, COMPRENANT UNE AUBE DE STATOR INTEGREE A
UNE PARTIE D'EXTREMITE AMONT D'UN MAT D'ACCROCHAGE DE HAUTEUR REDUITE.**

⑤7 L'invention se rapporte à un ensemble propulsif (200)
pour aéronef comprenant un mât d'accrochage (7) et une
turbomachine (1) équipée d'une hélice (15) non-carénée
suivie d'une rangée annulaire d'aubes de stator non-caré-
nées.

Selon l'invention, une partie d'extrémité amont (7b) du
mât s'étend radialement à partir d'une surface de délimi-
tation radiale interne (40a) d'une veine secondaire (18), sur
une hauteur radiale de mât (Hm) strictement inférieure à
une hauteur radiale totale (Ht) des aubes de stator (30), et
la partie d'extrémité amont (7b) du mât s'étend vers l'aval
depuis une partie de pied (62a) de l'une des aubes de stator
(30).

Figure pour l'abrégié : Figure 1.



FR 3 131 732 - A1



Description

Titre de l'invention : ENSEMBLE PROPULSIF A HELICE POUR AERONEF, COMPRENANT UNE AUBE DE STATOR INTEGREE A UNE PARTIE D'EXTREMITE AMONT D'UN MAT D'ACCROCHAGE DE HAUTEUR REDUITE

Domaine technique

- [0001] La présente invention se rapporte au domaine des ensembles propulsifs pour aéronef, comprenant une turbomachine à hélice non-carénée, en aval de laquelle se trouve une rangée annulaire d'aubes de stator non-carénées.
- [0002] Un tel ensemble propulsif est par exemple divulgué dans le document FR 3 083 207 A1.

ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE

- [0003] Dans un ensemble propulsif comprenant une turbomachine à hélice non-carénée, il est prévu une veine primaire de circulation des gaz, ainsi qu'une veine secondaire de circulation des gaz délimitée uniquement radialement vers l'intérieur. En effet, ce type de turbomachine ne comprend pas de nacelle extérieure, à l'inverse d'un turboréacteur dont la soufflante est classiquement entourée par une nacelle.
- [0004] L'hélice d'une turbomachine aspire une masse d'air qui est ensuite divisée en un flux primaire circulant dans la veine primaire, et en un flux secondaire circulant dans la veine secondaire.
- [0005] Le flux primaire traverse typiquement un ou plusieurs compresseurs, par exemple un compresseur basse pression et un compresseur haute pression, une chambre de combustion, une ou plusieurs turbines, par exemple une turbine haute pression et une turbine basse pression, puis enfin une tuyère d'échappement des gaz. De manière connue, la turbine haute pression entraîne en rotation le compresseur haute pression par l'intermédiaire d'un premier arbre, dit arbre haute pression, tandis que la turbine basse pression entraîne en rotation le compresseur basse pression et la soufflante par l'intermédiaire d'un deuxième arbre, dit arbre basse pression. Afin d'améliorer le rendement propulsif de la turbomachine et de réduire sa consommation spécifique, il a été proposé d'augmenter le taux de dilution (« bypass ratio » en anglais, qui correspond au rapport entre le débit du flux secondaire (froid), et le débit du flux primaire (chaud) qui traverse le corps primaire).
- [0006] Pour atteindre de tels taux de dilution, l'hélice est découplée de la turbine basse pression, permettant ainsi d'optimiser indépendamment leurs vitesses de rotation respectives. Habituellement, le découplage est réalisé à l'aide d'un réducteur tel qu'un

mécanisme de réduction épicycloïdal, placé entre l'extrémité amont de l'arbre basse pression et l'hélice. Cette hélice devient alors entraînée indirectement par l'arbre basse pression, par l'intermédiaire du mécanisme de réduction. Le découplage permet ainsi de réduire la vitesse de rotation et le rapport de pression de l'hélice (« fan pressure ratio » en anglais), et d'augmenter la puissance extraite par la turbine basse pression. Grâce au mécanisme de réduction, l'arbre basse pression peut ainsi tourner à des vitesses de rotation plus élevées que dans les turbomachines conventionnelles.

[0007] Toujours dans les réalisations conventionnelles, ce type de turbomachine est équipée, en aval de l'hélice, d'une rangée annulaire d'aubes de stator non-carénées. Ces aubes de stator forment classiquement un redresseur pour le flux secondaire provenant de l'hélice, et elles sont également dites aubes directrices de sortie, ou aubes OGV (de l'anglais « Outlet Guide Vanes »). Ces aubes de stator sont situées dans la partie froide de la turbomachine, dans la veine secondaire. Comme indiqué ci-dessus, elles visent essentiellement à redresser le flux d'air froid en provenance des aubes de l'hélice /de soufflante.

[0008] Ce type d'ensemble propulsif existe sous forme de différentes architectures moteurs, comme par exemple celle dénommée « turbomachine à soufflante non-carénée » (de l'anglais « Unducted Single Fan »), dans laquelle l'hélice est effectivement assimilée à une soufflante.

[0009] Dans de tels ensembles propulsifs, le mât d'accrochage de la turbomachine peut être amené à pénétrer au moins en partie dans la veine secondaire, en aval des aubes de stator. Cet agencement génère des pertes aérodynamiques par frottement, avec un impact négatif sur le rendement global de cet ensemble propulsif.

[0010] Il existe par conséquent un besoin d'optimisation de la conception de ces ensembles propulsifs, afin d'augmenter leur rendement global.

Exposé de l'invention

[0011] Pour répondre à ce besoin, l'invention a tout d'abord pour objet un ensemble propulsif pour aéronef comprenant une turbomachine équipée d'une hélice non-carénée et d'un mât d'accrochage destiné à assurer la fixation de la turbomachine sur un élément de voilure de l'aéronef, l'ensemble propulsif présentant une veine primaire de circulation des gaz, ainsi qu'une veine secondaire de circulation des gaz délimitée par une surface de délimitation radiale interne, la turbomachine comportant en outre une rangée annulaire d'aubes de stator non-carénées agencées dans la veine secondaire en aval de l'hélice, chaque aube de stator s'étendant à travers la veine secondaire sur une hauteur radiale totale (Ht) entre une extrémité de tête et une extrémité de pied raccordée sur la surface de délimitation radiale interne de la veine secondaire, le mât d'accrochage comprenant une partie d'extrémité amont agencée dans la veine se-

conculaire, ainsi qu'une partie d'extrémité aval destinée à être montée sur l'élément de voilure.

- [0012] Selon l'invention, la partie d'extrémité amont du mât d'accrochage s'étend radialement à partir de la surface de délimitation radiale interne, sur une hauteur radiale de mât (Hm) strictement inférieure à la hauteur radiale totale (Ht) de l'une des aubes de stator à laquelle il est associé, avec la partie d'extrémité amont du mât d'accrochage s'étendant vers l'aval depuis une partie de pied de son aube de stator associée, intégrée au mât.
- [0013] L'invention prévoit ainsi une partie d'extrémité amont du mât d'accrochage qui ne s'étend que sur une partie de la hauteur radiale de son aube de stator associée à laquelle il est raccordé, afin de limiter avantageusement les pertes aérodynamiques dans la veine secondaire, ainsi que la masse de ce mât. De préférence, c'est une majorité du mât qui s'étend sur une hauteur radiale réduite dans la veine secondaire, en ne s'étendant pas jusqu'au niveau de l'extrémité de tête de l'aube de stator intégrée à ce mât.
- [0014] En mesure complémentaire de la précédente, l'invention prévoit donc l'intégration de la partie de pied de l'une des aubes de stator avec la partie d'extrémité amont de ce mât d'accrochage, afin de former une continuité aérodynamique entre ces deux parties, dans la direction axiale. Une telle intégration permet de minimiser encore davantage les pertes aérodynamiques, et également de réduire les hétérogénéités transversales de pression statique (distorsion), remontant depuis l'aval vers l'hélice.
- [0015] La combinaison de ces mesures permet globalement d'améliorer le rendement propulsif de la turbomachine.
- [0016] L'invention prévoit de préférence au moins l'une quelconque des caractéristiques optionnelles suivantes, prises isolément ou en combinaison.
- [0017] De préférence, la hauteur radiale de la partie d'extrémité amont du mât représente localement par exemple 20 à 70 % de la hauteur radiale totale de l'aube de stator associée, et plus particulièrement 30 à 60 % de la hauteur radiale totale de cette aube. Ce pourcentage peut ensuite évoluer le long du reste du mât lorsque l'on se rapproche de l'aile, et donc ne pas rester constant, avec toujours préférentiellement une hauteur radiale de mât suffisamment faible pour ne pas atteindre le niveau de l'extrémité de tête de l'aube de stator intégrée.
- [0018] De préférence, l'aube de stator intégrée au mât d'accrochage comporte, radialement vers l'extérieur à partir de la partie d'extrémité amont de ce mât, un bord de fuite libre s'étendant jusqu'à l'extrémité de tête de cette aube intégrée. Ce bord de fuite libre s'étend ainsi radialement sur une partie de la hauteur de la veine secondaire complémentaire de la hauteur radiale du mât.
- [0019] De préférence, l'aube intégrée au mât d'accrochage comporte les parties suivantes, se

succédant radialement de l'intérieur vers l'extérieur :

- la partie de pied intégrée à la partie d'extrémité amont du mât d'accrochage ;
- une partie de transition ;
- une partie de tête.

- [0020] Selon un premier mode de réalisation préféré de l'invention, le bord de fuite de la partie de transition présente une épaisseur transversale qui augmente en allant radialement vers la partie de pied de l'aube intégrée. Cela permet d'obtenir une transition douce entre l'épaisseur habituellement fine du bord de fuite de la partie de tête de l'aube de stator intégrée, et l'épaisseur bien plus conséquente du bord de fuite fictif de la partie de pied de cette aube, ce bord de fuite se fondant dans l'extrémité avant du mât d'accrochage.
- [0021] Alternativement, une rupture brutale d'épaisseur pourrait être prévue dans la direction radiale, entre la partie de pied de l'aube intégrée et sa partie de transition, dont l'épaisseur pourrait alors être identique ou similaire à celle de la partie de tête de l'aube.
- [0022] Selon un second mode de réalisation préféré de l'invention, la partie de transition présente une corde de longueur supérieure à celle de la partie de tête. En augmentant localement la longueur de la corde, il est possible de conserver un bord de fuite fin limitant les pertes de culot, tout en prévoyant une épaisseur d'aube plus conséquente en amont de ce bord de fuite, à l'endroit où il se raccorde radialement avec le bord de fuite fictif épais de la partie de pied de cette aube. Cela permet avantageusement de limiter le différentiel d'épaisseur entre la partie pied et la partie de transition de l'aube intégrée, et donc d'adoucir le raccordement avec pour conséquence des gains en termes de performances aérodynamiques.
- [0023] Selon un troisième mode de réalisation préféré de l'invention, ladite partie de transition comprend un bord de fuite tronqué de sorte que la corde de la partie de transition présente une longueur croissante en allant de la partie de pied vers la partie de tête. Ici encore, la solution proposée permet d'adoucir le raccordement entre la partie de pied et la partie de transition de l'aube intégrée, puisque ce raccordement s'effectue à l'endroit où les épaisseurs respectives sont les plus semblables, c'est-à-dire en tout ou partie en amont du bord de fuite fictif épais de la partie de pied de cette aube. La transition radiale d'épaisseur s'avère avantageusement plus douce, avec ici aussi des gains en termes de performances aérodynamiques.
- [0024] De préférence, l'hélice comporte des aubes rotatives à calage variable, de même que les aubes de stator sont également à calage variable.
- [0025] L'invention a également pour objet une partie d'aéronef comprenant un tel ensemble propulsif, ainsi qu'un élément de voilure, la rangée annulaire d'aubes de stator non-carénées s'étendant entièrement en amont et à distance d'un bord d'attaque de

l'élément de voilure.

[0026] De préférence, l'extrémité de tête d'au moins plusieurs aubes de la rangée annulaire d'aubes de stator non-carénées s'étend plus haut que l'élément de voilure considéré au droit du raccordement du mât d'accrochage avec ledit élément de voilure.

[0027] Enfin, l'invention a également pour objet un aéronef comportant au moins une telle partie, et de préférence deux parties intégrant respectivement les deux ailes de l'aéronef.

[0028] D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront dans la description détaillée non limitative ci-dessous.

Brève description des dessins

[0029] Cette description sera faite au regard des dessins annexés parmi lesquels ;

[0030] [Fig.1] représente une vue schématique en demi-coupe longitudinale d'un ensemble propulsif selon un premier mode de réalisation préféré de l'invention, le plan de coupe passant, dans la réalisation considérée, par les positions horaires à 12h et 6h de la turbomachine équipant cet ensemble propulsif ;

[0031] [Fig.2] représente une vue de devant de l'ensemble propulsif montré sur la [Fig.1], les aubes de l'hélice ayant été retirées de la veine secondaire pour davantage de clarté ;

[0032] [Fig.3] est une vue de dessus d'un aéronef équipé de l'ensemble propulsif montré sur les figures précédentes ;

[0033] [Fig.4] représente une vue en coupe prise le long de ligne IV-IV de la [Fig.1], la ligne IV-IV étant parallèle ou sensiblement parallèle à l'axe central longitudinal de la turbomachine, et traversant une portion d'extrémité radialement intérieure d'une partie de transition de l'aube intégrée ;

[0034] [Fig.5] représente une vue en coupe prise le long de ligne V-V de la [Fig.1], la ligne V-V étant parallèle ou sensiblement parallèle à l'axe central longitudinal de la turbomachine, et traversant une portion d'extrémité radialement extérieure d'une partie de pied de l'aube intégrée ;

[0035] [Fig.6] représente une vue en coupe prise le long de ligne VI-VI de la [Fig.5] ;

[0036] [Fig.7] est une vue en coupe similaire à celle de la [Fig.4], avec l'aube intégrée se présentant sous la forme d'une alternative de réalisation ;

[0037] [Fig.8] est une vue en coupe similaire à celle de la [Fig.5], avec l'aube intégrée se présentant sous la forme de l'alternative de réalisation montrée sur la figure précédente ;

[0038] [Fig.9] représente une vue en coupe prise le long de ligne IX-IX de la [Fig.8] ;

[0039] [Fig.10] représente une vue en coupe similaire à celle de la [Fig.1], moins détaillée, et montrant l'ensemble propulsif selon un second mode de réalisation préféré de l'invention ;

- [0040] [Fig.11] représente une vue en coupe prise le long de ligne XI-XI de la [Fig.10], la ligne XI-XI étant parallèle ou sensiblement parallèle à l'axe central longitudinal de la turbomachine, et traversant une portion d'extrémité radialement intérieure d'une partie de transition de l'aube intégrée ;
- [0041] [Fig.12] représente une vue en coupe prise le long de ligne XII-XII de la [Fig.10], la ligne XII-XII étant parallèle ou sensiblement parallèle à l'axe central longitudinal de la turbomachine, et traversant une portion d'extrémité radialement extérieure d'une partie de pied de l'aube intégrée ;
- [0042] [Fig.13] représente une vue en coupe similaire à celle de la [Fig.1], moins détaillée, et montrant l'ensemble propulsif selon un troisième mode de réalisation préféré de l'invention ;
- [0043] [Fig.14] représente une vue en coupe prise le long de ligne XIV-XIV de la [Fig.13], la ligne XIV-XIV étant parallèle ou sensiblement parallèle à l'axe central longitudinal de la turbomachine, et traversant une portion d'extrémité radialement intérieure d'une partie de transition de l'aube intégrée ; et
- [0044] [Fig.15] représente une vue en coupe prise le long de ligne XV-XV de la [Fig.13], la ligne XV-XV étant parallèle ou sensiblement parallèle à l'axe central longitudinal de la turbomachine, et traversant une portion d'extrémité radialement extérieure d'une partie de pied de l'aube intégrée.

Description des modes de réalisation

- [0045] En référence aux figures 1 à 3, il est représenté une partie 100 d'un aéronef, comprenant un ensemble propulsif 200 ainsi qu'un élément de voilure 202, ici une aile d'aéronef. De préférence, ce sont deux parties 100 qui sont agencées latéralement sensiblement à mi-longueur de part et d'autre du fuselage 204 de l'aéronef 300 montré sur la [Fig.3] (un seul des deux ensembles propulsifs 200 étant représenté sur cette [Fig.3]).
- [0046] L'ensemble propulsif 200 comporte une turbomachine 1 à double flux et par exemple à double corps, ainsi qu'un mât d'accrochage 7 destiné au montage de la turbomachine 1 sur l'aile 202. Sur les figures, le mât d'accrochage 7 est uniquement représenté avec son contour extérieur formé par un ou plusieurs carénages aérodynamiques. A l'intérieur de ces carénages, il est prévu de manière conventionnelle une structure dite primaire (non représentée), destinée à assurer le transfert des efforts entre la turbomachine 1 et l'aile 202. Plus précisément, la structure primaire du mât est généralement fixée sur un longeron avant 208 de voilure. En plus de renfermer la structure primaire, les carénages du mât d'accrochage 7 intègrent un certain nombre d'éléments classiques reliant le moteur à l'aéronef, comme des canalisations, des échangeurs de chaleurs, des câbles électriques, des arbres d'entraînement mécanique, des pièces

structurales du système de suspension du moteur, etc.

- [0047] La turbomachine 1 présente un diamètre extérieur « D » élevé, c'est la raison pour laquelle elle est agencée dans une position sensiblement relevée par rapport à l'aile 202 qui le porte, de façon à conserver une garde au sol suffisante malgré le diamètre important de son hélice.
- [0048] Dans la suite de la description, il est noté que les termes « amont » et « aval » sont considérés selon une direction principale 14 d'écoulement des gaz au sein de la turbomachine, lorsque celle-ci se trouve en configuration normale de propulsion. Les termes « avant » et « arrière » sont quant à eux employés en relation à une direction opposée à la direction principale d'écoulement des gaz 14.
- [0049] La turbomachine 1 comporte une hélice unique non-carénée 15, ici assimilable à une soufflante non-carénée, et, en aval de cette hélice, une rangée annulaire d'aubes de stator non-carénées 30, remplissant une fonction de redresseur. Il s'agit de préférence d'une turbomachine du type à soufflante non-carénée (de l'anglais « Unducted Single Fan »).
- [0050] De par l'implantation haute d'une partie de la turbomachine 1 sous l'aile 202, l'extrémité de tête 31 d'au moins plusieurs des aubes de stator 30 s'étend plus haut que l'aile 202, considéré au droit du raccordement du mât 7 avec cette aile. Cela traduit bien le caractère surélevé de l'ensemble propulsif 200, par rapport à l'aile 202.
- [0051] La turbomachine 1 comporte de façon classique un générateur de gaz 2 de part et d'autre duquel sont agencés, par exemple, un compresseur basse pression 4 et une turbine basse pression 12, ce générateur de gaz 2 comprenant un compresseur haute pression 6, une chambre de combustion 8 et une turbine haute pression 10. Le compresseur basse pression 4 et la turbine basse pression 12 forment un corps basse pression, et sont reliés l'un à l'autre par un arbre basse pression 11 centré sur un axe central longitudinal 3 de la turbomachine. De même, le compresseur haute pression 6 et la turbine haute pression 10 forment un corps haute pression, et sont reliés l'un à l'autre par un arbre haute pression 13 également centré sur l'axe 3, et agencé autour de l'arbre basse pression 11.
- [0052] La turbomachine 1 comporte par ailleurs, en amont du générateur de gaz 2 et du compresseur basse pression 4, une hélice 15 unique qui est agencée directement à l'arrière d'un cône d'entrée d'air du moteur. L'hélice 15 comporte une couronne d'aubes 17 rotatives autour de l'axe 3, ou autour d'un axe parallèle à ce dernier. Les aubes 17 sont à calage variable, c'est-à-dire que leur incidence peut être pilotée par un mécanisme de commande 20 agencé au moins en partie dans le cône d'entrée, et conçu pour faire pivoter ces aubes 17 autour de leurs axes longitudinaux respectifs 22. Ce mécanisme de commande 20, de conception connue du type mécanique, électrique, hydraulique, et/ou pneumatique, est lui-même piloté par une unité de commande élec-

tronique (non représentée), qui permet d'ordonner la valeur des angles de calage des aubes 17 en fonction des besoins rencontrés, notamment pour exercer la fonction d'inversion de poussée. Il en est de même pour les aubes de stator 30, qui sont aussi préférentiellement à calage variable (leur mécanisme de pilotage en incidence n'ayant pas été représenté sur la [Fig.1]).

- [0053] Comme évoqué ci-dessus, il s'agit ici d'un ensemble propulsif 200 dont la fonction d'inversion de poussée est classiquement intégrée à l'hélice, et non à une enveloppe extérieure formant nacelle, comme cela est plus communément rencontré sur les turbo-réacteurs.
- [0054] Dans la suite de la description de l'ensemble propulsif 200, il est fait référence à la direction longitudinale X parallèle à l'axe 3 de la turbomachine 1, et également dénommée direction axiale, à la direction transversale Y également dite direction latérale, et enfin à la direction verticale Z également dite direction de la hauteur, ces trois directions X, Y et Z étant orthogonales entre elles. Il est également fait référence à la direction radiale R, à considérer en rapport à l'axe 3.
- [0055] L'hélice 15 n'est par exemple pas entraînée directement par l'arbre basse pression 11, mais seulement entraînée indirectement par cet arbre, via un mécanisme de réduction 24, ce qui lui permet de tourner avec une vitesse plus lente.
- [0056] En outre, la turbomachine définit une veine primaire 16 de circulation des gaz, destinée à être traversée par un flux primaire 16a, ainsi qu'une veine secondaire 18 de circulation des gaz, destinée à être traversée par un flux secondaire 18a situé radialement vers l'extérieur par rapport au flux primaire. Le flux de l'hélice 15 se trouve ainsi divisé au niveau d'un bec 26 de séparation des flux.
- [0057] Comme cela est connu de l'homme du métier pour les turbomachines à hélice, la veine secondaire 18 est délimitée radialement vers l'extérieur seulement de manière fictive, par l'extrémité de tête 31 des aubes de stator.
- [0058] Dans la direction radiale R entre les deux veines 16, 18, il est prévu un compartiment inter-veines 44 dans lequel sont agencés plusieurs équipements / servitudes 58. Ce compartiment 44 est formé en partie par une virole externe 40, présentant extérieurement une surface 40a de délimitation radiale interne de la veine secondaire 18.
- [0059] En aval de l'hélice 15, dans la veine secondaire 18, il est donc prévu la rangée annulaire d'aubes de stator 30 centrée sur l'axe 3, ces aubes statoriques 30 étant également dites aubes de redresseur, aubes OGV, ou encore aubes directrices de sortie.
- [0060] Une seule de ces aubes 30 est visible sur la [Fig.1], celle spécifique à l'invention, qui est associée / intégrée au mât. Néanmoins, il est noté que de manière conventionnelle, chacune des aubes 30 de la rangée annulaire traverse l'intégralité de la veine secondaire 18 selon la direction R, même si une légère inclinaison de ces aubes 30 dans la direction X est possible, comme cela a été représenté sur la [Fig.1]. Ainsi, même si

la veine secondaire 18 n'est pas délimitée physiquement radialement vers l'extérieur, cette limite est marquée de manière fictive par l'extrémité de tête 31 des aubes de stator 30.

- [0061] Néanmoins, il est précisé que la hauteur radiale des aubes de stator peut être plus faible que celle des aubes tournantes de soufflante. Dans ce cas, la veine secondaire 18 est délimitée fictivement radialement vers l'extérieur par l'extrémité de tête des aubes de soufflante. Ainsi, les aubes de stator 30 traversent tout ou partie de la veine secondaire, sur des hauteurs qui peuvent d'ailleurs être différentes en fonction des aubes 30.
- [0062] Chaque aube de stator 30 présente ainsi son extrémité de tête 31, et une extrémité de pied 33 raccordée sur la surface 40a de délimitation radiale interne de la veine secondaire 18. Plus précisément, ce raccordement de l'extrémité de pied 33 s'effectue préférentiellement au niveau d'une partie amont de la surface 40a définie par la virole externe 40 du compartiment inter-veines 44, proche ou très proche du bec de séparation 26.
- [0063] De manière connue et comme évoqué précédemment, les aubes statoriques 30 sont espacées circonférentiellement les unes des autres, et permettent de redresser le flux secondaire après son passage à travers l'hélice 15.
- [0064] Le compartiment inter-veines 44 est également délimité par une virole interne 42, configurée pour délimiter extérieurement la veine primaire 16 d'écoulement des gaz. Les deux viroles 40, 42 s'étendent vers l'aval à partir du bec de séparation 26, qui les relie. En aval des aubages statoriques 30, il est par exemple prévu une pluralité de conduits de décharge d'air 46, répartis autour de l'axe 3. Chaque conduit de décharge 46 s'étend globalement radialement, éventuellement avec une composante axiale allant vers l'aval, en allant de la virole interne 42 à la virole externe 40, de manière à pouvoir faire communiquer la veine primaire 16 avec la veine secondaire 18. Chaque conduit de décharge d'air 46 débouche dans la veine primaire 16 à travers un orifice d'entrée 48 équipé d'une vanne de décharge VBV 50, l'orifice d'entrée 48 étant agencé axialement entre le compresseur basse pression 4 et le compresseur haute pression 6. De même, chaque conduit de décharge d'air 46 débouche dans la veine secondaire 18, à travers un orifice de sortie 52 équipé d'ailettes de décharge 54. D'autres variantes de décharges et/ou d'aménagement du flux primaire peuvent être prévues, sans sortir du cadre de l'invention.
- [0065] Le mât d'accrochage 7 s'étend sur une hauteur limitée selon la direction radiale R, correspondant également à la direction verticale Z dans la zone où se trouve ce mât. En effet, le mât 7 est conventionnellement agencé dans une position horaire à 12h, en s'étendant en longueur vers l'amont selon la direction X, à partir d'une portion inférieure de l'aile 202, proche du longeron avant 208 et du bord d'attaque 210 de l'aile

202.

- [0066] Le mât d'accrochage 7 comporte une partie d'extrémité aval 7a qui est montée sur l'aile, d'une manière classique. Le mât s'étend ensuite vers l'avant avec une partie centrale 7c qui se raccorde le long de la virole externe 40 dans la veine secondaire 18, sur une longueur importante de cette virole 40. Le mât, qui s'étend de manière continue selon la direction X, se termine par une partie d'extrémité amont 7b, toujours en restant raccordée de tout son long sur la virole externe 40 du compartiment interveines 44. Ainsi, le mât 7 est fermé radialement vers l'intérieur par la virole externe 40, qu'il épouse de manière continue sur une longueur axiale étendue selon la direction X, pouvant aller du compresseur basse pression 4 voire au-delà de celui-ci vers l'amont, jusqu'à la turbine basse pression 12, voire au-delà de celle-ci vers l'aval.
- [0067] L'une des particularités de l'invention réside donc dans la hauteur réduite de la partie d'extrémité amont 7b du mât 7, selon la direction radiale R correspondant également ici à la direction verticale Z. Cette hauteur réduite s'observe également sur la portion centrale 7c du mât, jusqu'à l'extrémité aval de la virole externe 40.
- [0068] Par hauteur réduite ou partielle, il est entendu que la partie d'extrémité amont 7b s'étend radialement à partir de la surface 40a sur une hauteur radiale de mât « Hm », strictement inférieure à une hauteur radiale totale « Ht » de l'aube de stator intégrée 30, qui correspond également de préférence à la hauteur radiale de la veine secondaire 18. Comme indiqué précédemment, la hauteur radiale totale « Ht » des aubes de stator 30 peut être identique pour toutes ces aubes 30, ou bien différer en fonction de celles-ci.
- [0069] Au niveau de cette partie d'extrémité amont 7b du mât et tout le long de la partie centrale 7c, le mât 7 n'atteint jamais le niveau de l'extrémité de tête 31 dans la direction R. De préférence, la hauteur radiale de mât Hm représente localement 30 à 60 % de la hauteur radiale totale Ht des aubes de stator 30. De manière plus générale, la hauteur radiale de mât Hm localement représente 20 à 70 % de la hauteur radiale totale des aubes de stator 30. Ce pourcentage n'est pas nécessairement identique tout le long des parties 7b et 7c, mais il peut au contraire évoluer localement, toujours en restant de préférence dans l'intervalle de valeurs mentionné ci-dessus. Cette évolution de pourcentage peut s'expliquer par une hauteur radiale de mât Hm assez variable le long de la partie centrale 7c, alors que la hauteur radiale totale de veine / d'aube de stator Ht reste quant à elle sensiblement constante, ou peu variable. A cet égard, il est noté que la ligne de crête 60 du mât 7 est droite ou sensiblement droite, de préférence parallèle ou sensiblement parallèle à la direction X. La hauteur radiale du mât peut être d'environ 50 % de la hauteur radiale totale Ht de la veine secondaire à proximité du bord de fuite 66 de l'aube intégrée 30. De plus, elle peut être de hauteur croissante, par exemple avec courbure de manière continument variable vers l'aval.
- [0070] Une seconde particularité de l'invention réside dans l'intégration de l'une des aubes

de stator 30 à la partie d'extrémité amont de mât 7b. Il s'agit en effet de l'aube 30 se situant dans la même position horaire que celle du mât 7, et agencée axialement en amont de celui-ci. Au lieu de présenter une discontinuité de matière entre le bord de fuite de cette aube 30, et l'extrémité avant du mât 7, il est donc prévu de les intégrer l'un à l'autre, entraînant ainsi une continuité axiale de matière entre ces deux entités au sein de la veine secondaire 18. Pour ce faire, l'aube de stator intégrée 30 comporte les parties suivantes, se succédant radialement de l'intérieur vers l'extérieur.

- [0071] Il s'agit tout d'abord d'une partie de pied 62a intégrée axialement à la partie d'extrémité amont de mât 7b, cette partie de pied 62a comportant l'extrémité de pied 33 raccordée sur la surface de délimitation 40a. Ensuite, l'aube intégrée 30 comporte une partie de transition 62b, puis une partie de tête 62c se terminant par l'extrémité de tête 31 raccordée sur la surface de délimitation 23a.
- [0072] Ainsi, la spécificité de cette aube intégrée 30 réside en premier lieu dans la partie de pied 62a à partir de laquelle s'étend, axialement vers l'aval, la partie d'extrémité amont de mât 7b. En d'autres termes, la partie de pied 62a présente un bord de fuite fictif 64 qui se fond dans l'extrémité avant de la partie d'extrémité amont de mât 7b, puisqu'aucune discontinuité de matière n'est observée entre ces deux entités, selon la direction X. Au niveau de l'intrados et de l'extrados de cet ensemble intégré 62a, 7b, la continuité de matière est réalisée soit par une paroi aérodynamique d'une seule pièce, c'est-à-dire réalisée d'un seul tenant, soit par l'association de plusieurs parois présentant une jonction aérodynamique acceptable, par exemple par recouvrement avec soyaage, ou toute autre technique connue dans ce domaine.
- [0073] En revanche, l'aube intégrée 30 présente, radialement vers l'extérieur à partir de la partie d'extrémité amont de mât 7b, c'est-à-dire radialement vers l'extérieur à partir de la partie de pied 62a, un bord de fuite libre 66 s'étendant jusqu'au bout de l'extrémité de tête 31. Le bord de fuite libre 66 correspond ainsi au bord de fuite de la partie de transition 62b et de la partie de tête 62c cumulées. Le bord de fuite fictif 64 de la partie pied 62a s'étend sur la hauteur radiale H_m , tandis que le bord de fuite libre 66 s'étend sur une hauteur correspondant au différentiel entre les hauteurs H_t et H_m .
- [0074] Dans le premier mode de réalisation préféré montré sur les figures 1 et 4 à 6, il est représenté le bord de fuite fictif 64 de la partie de pied 62a avec une épaisseur conséquente selon la direction Y, cette épaisseur « E » référencée sur la [Fig.6] étant croissante en allant vers l'aval en direction de la partie d'extrémité amont de mât 7b. Cette épaisseur transversale / latérale E du bord de fuite fictif 64 est largement supérieure à celle du bord de fuite 66 de la partie de transition 62b et de la partie de tête 62c. En effet, le bord de fuite libre 66 de la partie de tête 62c présente une épaisseur conventionnelle « e » particulièrement fine, tandis que le bord de fuite 66 de la partie de transition 62b présente une épaisseur transversale « e' » variable, qui augmente en

allant radialement vers l'intérieur de manière à passer progressivement de la valeur « e » à la valeur « E ». Pour ce faire, deux rayons de raccordement 68 peuvent être respectivement prévus du côté intrados et du côté extrados de la partie de transition 62b, comme cela est le mieux visible sur la [Fig.6]. Cela permet d'obtenir une transition douce entre les épaisseurs E,e sensiblement différentes des parties 62a, 62c, pour limiter les pertes aérodynamiques observées au niveau de cette rupture d'épaisseur.

[0075] Selon une alternative montrée sur les figures 7 à 9, la zone de transition 62b présente un profil identique ou similaire à celui de la partie de tête 62c, impliquant une épaisseur réduite « e » pour son bord de fuite libre 66, identique ou similaire à l'épaisseur du bord de fuite de la partie de tête 62c. Il en résulte une rupture brutale d'épaisseur entre la partie de pied 62a et la partie de transition 62b, comme cela est le mieux visible sur la [Fig.9].

[0076] Selon un second mode de réalisation préféré représenté sur les figures 10 à 12, la partie de transition 62b présente une corde « C » de longueur supérieure à celle de la partie de tête 62c. Pour ce faire, la partie de transition 62b est équipée d'une extension de bord de fuite 72, par exemple de forme générale triangulaire et agencée de sorte que la corde C présente une longueur axiale croissante en allant radialement de l'intérieur vers l'extérieur, c'est-à-dire de la partie de tête 62c vers la partie de pied 62a. L'extension de bord de fuite 72 présente de préférence une épaisseur transversale se réduisant continuellement en allant vers l'aval, jusqu'au bord de fuite libre 66 de la partie de transition 62b. Une réduction d'épaisseur s'observe également en allant radialement vers l'extérieur, en se rapprochant du bord de fuite libre 66.

[0077] En augmentant ainsi localement la longueur de la corde C au sein de la partie de transition 62b, il est possible de conserver un bord de fuite libre 66 de faible épaisseur limitant les pertes de culot, tout en prévoyant une épaisseur d'aube plus conséquente en amont de ce bord de fuite 66, à l'endroit où il se raccorde radialement avec le bord de fuite fictif épais 64 de la partie de pied 62a. Cela permet avantageusement de limiter le différentiel d'épaisseur transversale entre les parties 62a, 62b, et donc d'adoucir le raccordement radial, avec pour conséquence des gains en termes de performances aérodynamiques.

[0078] Selon un troisième mode de réalisation préféré représenté sur les figures 13 à 15, la partie de transition 62b comprend un bord de fuite libre 66 tronqué, par exemple de manière à former une encoche 74 s'ouvrant axialement vers l'aval. Cette encoche 74 dans le bord de fuite 66 est préférentiellement de forme générale triangulaire. Elle peut s'étendre jusque dans la partie de tête 62c, comme cela est visible sur la [Fig.13]. La forme retenue pour l'encoche 74 peut être telle que le bord de fuite libre 66 des deux parties successives 62b, 62c soit sensiblement droit, en étant incliné selon la direction X comme cela est également visible sur la [Fig.13], puisque son extrémité radialement

extérieure se situe plus en aval que son extrémité radialement intérieure.

- [0079] L'encoche 74 est réalisée de manière à tronquer une portion aval de la partie de transition 62b, de sorte que la corde « C » de cette partie 62b présente une longueur axiale croissante en allant radialement de l'intérieur vers l'extérieur, c'est-à-dire en allant de la partie de pied 62b vers la partie de tête 62c. En d'autres termes, la longueur de corde augmente au fur et à mesure que l'on se rapproche de la partie de tête 62c, jusqu'à retrouver une longueur de corde conventionnelle et identique ou sensiblement identique à celle des autres aubes 30 de la rangée annulaire.
- [0080] Ce troisième mode de réalisation préféré apporte également une solution permettant d'adoucir le raccordement radial entre les parties 62a, 62b, puisqu'il s'effectue à l'endroit où les épaisseurs transversales respectives sont les plus semblables, c'est-à-dire en tout ou partie en amont du bord de fuite fictif épais 64 de la partie de pied 62a, comme le montre clairement l'alignement des figures 14 et 15. Avec une telle configuration, la transition radiale d'épaisseur s'avère avantageusement plus douce, avec ici aussi des gains en termes de performances aérodynamiques.
- [0081] Enfin, il est noté que le profil de l'aube de stator intégrée 30 peut différer de celui des autres aubes de stator 30, ou bien présenter un profil identique. Une telle modification peut par exemple être envisagée lorsque les autres aubes de stator 30 sont prévues pour subir une forte variation de calage, par exemple supérieure à 3°.
- [0082] En effet, l'aube de stator intégrée au mât peut être figée à un calage utilisé sur un point de fonctionnement en vol à une altitude supérieure à 5 000 pieds, proche d'un calage de montée ou de croisière. En conséquence, au décollage ou en approche, cette aube se révèle inadaptée en incidence, et, afin de limiter le risque de décrochage pouvant survenir, cette aube intégrée peut éventuellement être dessinée avec une épaisseur du bord d'attaque augmentée, avec un bord d'attaque à courbure plus faible du côté extradados, ou du côté intrados, ou des deux côtés.
- [0083] Bien entendu, diverses modifications peuvent être apportées par l'homme du métier à l'invention qui vient d'être décrite, uniquement à titre d'exemples non limitatifs et dont la portée est définie par les revendications annexées. En particulier, les différents modes de réalisation préférés décrits ci-dessus sont combinables entre eux.
- [0084] De plus, l'ancrage de l'ensemble propulsif au fuselage peut être directement par le mât à l'arrière du fuselage plutôt que par l'intermédiaire d'une aile, ou alors cet ancrage peut se faire via l'empennage de queue de l'aéronef, ces différents ancrages étant connus de l'homme du métier.

Revendications

- [Revendication 1] Ensemble propulsif (200) pour aéronef comprenant une turbomachine (1) équipée d'une hélice (15) non-carénée et d'un mât d'accrochage (7) destiné à assurer la fixation de la turbomachine (1) sur un élément de voilure (202) de l'aéronef, l'ensemble propulsif présentant une veine primaire (16) de circulation des gaz, ainsi qu'une veine secondaire (18) de circulation des gaz délimitée par une surface de délimitation radiale interne (40a), la turbomachine (1) comportant en outre une rangée annulaire d'aubes de stator (30) non-carénées agencées dans la veine secondaire (18) en aval de l'hélice (15), chaque aube de stator (30) s'étendant à travers la veine secondaire (18) sur une hauteur radiale totale (Ht) entre une extrémité de tête (31) et une extrémité de pied (33) raccordée sur la surface de délimitation radiale interne (40a) de la veine secondaire, le mât d'accrochage (7) comprenant une partie d'extrémité amont (7b) agencée dans la veine secondaire, ainsi qu'une partie d'extrémité aval (7a) destinée à être montée sur l'élément de voilure (202),
- caractérisé en ce que la partie d'extrémité amont (7b) du mât d'accrochage s'étend radialement à partir de la surface de délimitation radiale interne (40a), sur une hauteur radiale de mât (Hm) strictement inférieure à la hauteur radiale totale (Ht) de l'une des aubes de stator (30) à laquelle il est associé, avec la partie d'extrémité amont (7b) du mât d'accrochage (7) s'étendant vers l'aval depuis une partie de pied (62a) de son aube de stator associée (30), intégrée au mât.
- [Revendication 2] Ensemble propulsif selon la revendication 1, caractérisé en ce que la hauteur radiale de mât (Hm) de la partie d'extrémité amont (7b) du mât représente localement 20 à 70 % de la hauteur radiale totale (Ht) de l'aube de stator (30) associée.
- [Revendication 3] Ensemble propulsif selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que l'aube de stator (30) intégrée au mât d'accrochage (7) comporte, radialement vers l'extérieur à partir de la partie d'extrémité amont (7b) de ce mât, un bord de fuite libre (66) s'étendant jusqu'à l'extrémité de tête (31) de cette aube intégrée.
- [Revendication 4] Ensemble propulsif selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'aube (30) intégrée au mât d'accrochage (7) comporte les parties suivantes, se succédant radialement de l'intérieur vers l'extérieur :

- la partie de pied (62a) intégrée à la partie d'extrémité amont (7b) du mât d'accrochage ;
- une partie de transition (62b) ; et
- une partie de tête (62c).

- [Revendication 5] Ensemble propulsif selon la revendication 4, caractérisé en ce que le bord de fuite (66) de la partie de transition (62b) présente une épaisseur transversale (e') qui augmente en allant radialement vers la partie de pied (62a) de l'aube intégrée (30).
- [Revendication 6] Ensemble propulsif selon la revendication 4 ou 5, caractérisé en ce que la partie de transition (62b) présente une corde (C) de longueur supérieure à celle de la partie de tête (62c), ou en ce que ladite partie de transition (62b) comprend un bord de fuite (66) tronqué de sorte que la corde (C) de la partie de transition (62b) présente une longueur croissante en allant de la partie de pied (62a) vers la partie de tête (62c).
- [Revendication 7] Ensemble propulsif selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'hélice (15) comporte des aubes rotatives (17) à calage variable, et en ce que les aubes de stator (30) sont également à calage variable.
- [Revendication 8] Partie d'aéronef (100) comprenant un ensemble propulsif (200) selon l'une quelconque des revendications précédentes, ainsi qu'un élément de voilure (202), la rangée annulaire d'aubes de stator (30) non-carénées s'étendant entièrement en amont et à distance d'un bord d'attaque (210) de l'élément de voilure (202).
- [Revendication 9] Partie d'aéronef selon la revendication précédente, caractérisée en ce que l'extrémité de tête (31) d'au moins plusieurs aubes de la rangée annulaire d'aubes de stator (30) non-carénées s'étend plus haut que l'élément de voilure (202) considéré au droit du raccordement du mât d'accrochage (7) avec ledit élément de voilure.
- [Revendication 10] Aéronef (300) comportant au moins une partie (100) selon la revendication 8 ou 9.

[Fig. 2]

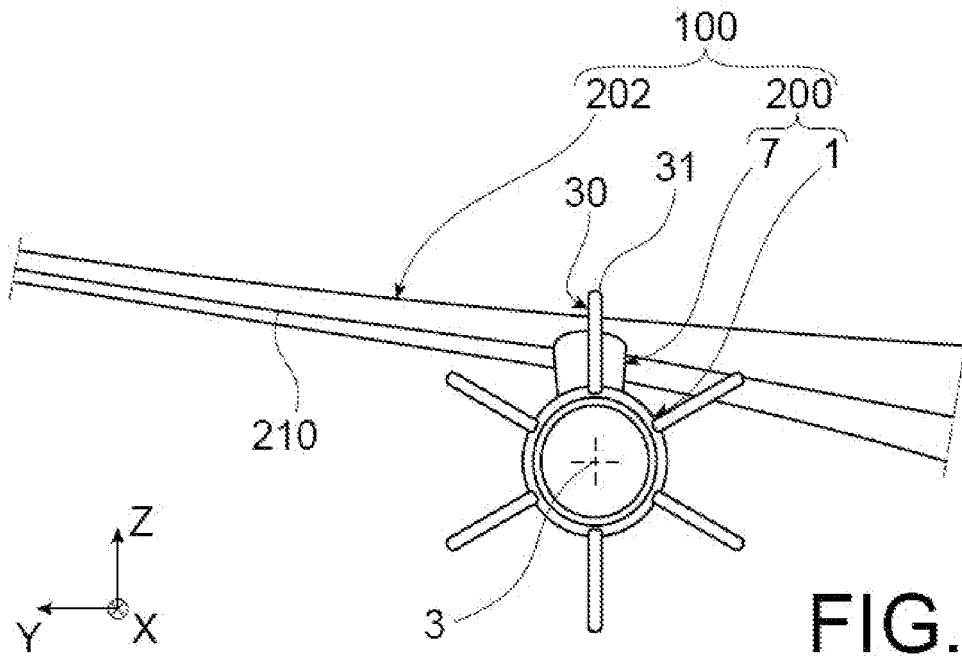


FIG. 2

[Fig. 3]

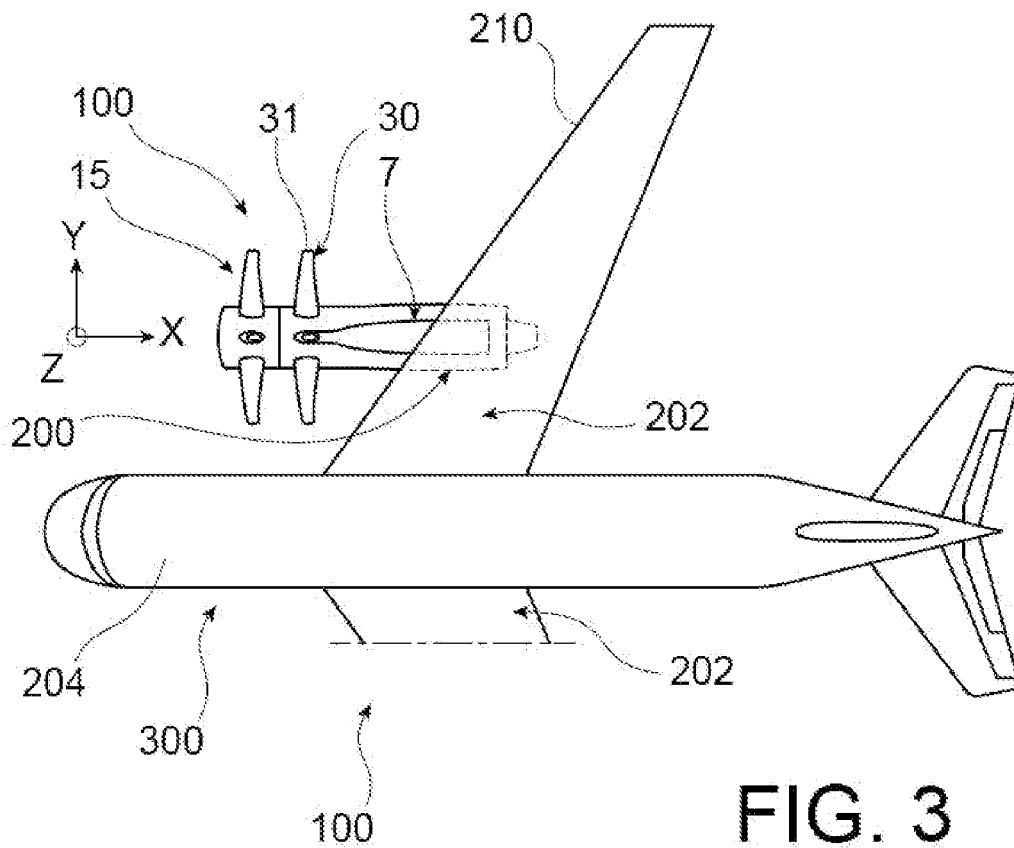
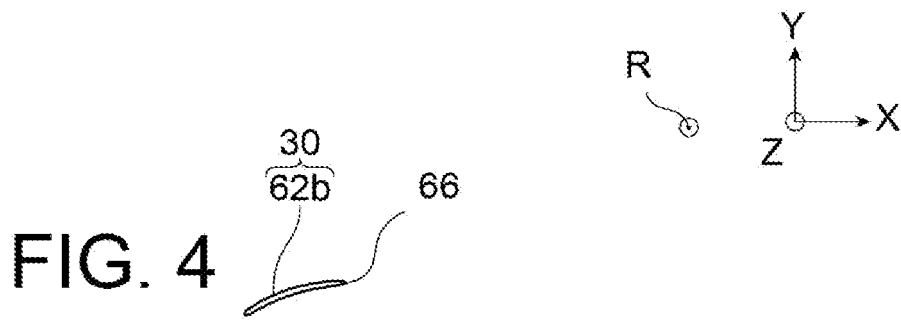
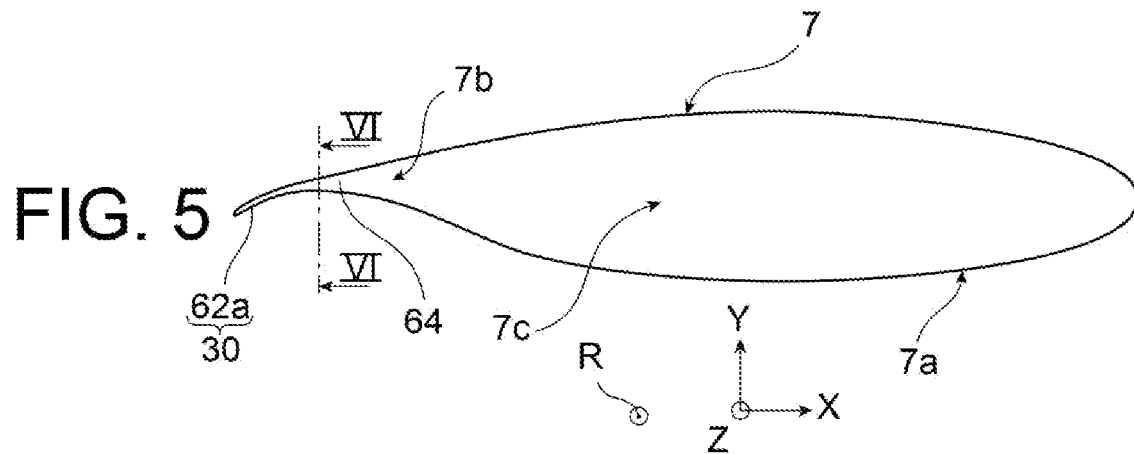


FIG. 3

[Fig. 4]



[Fig. 5]



[Fig. 6]

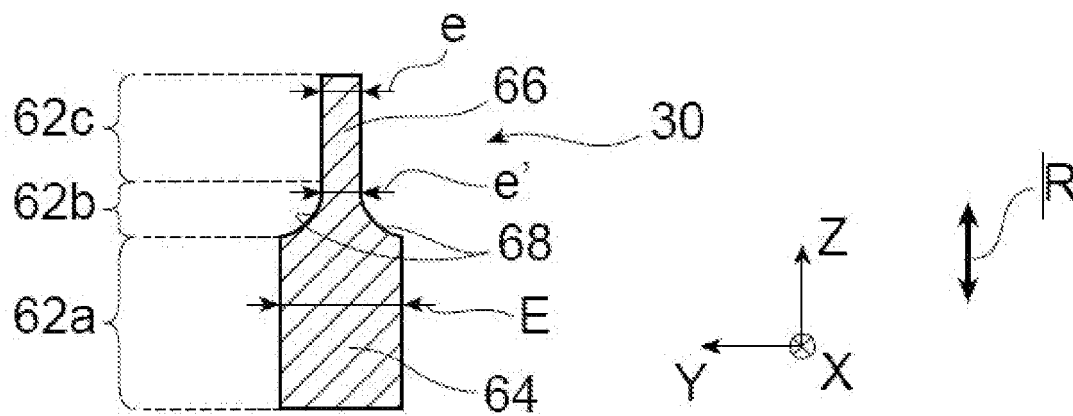
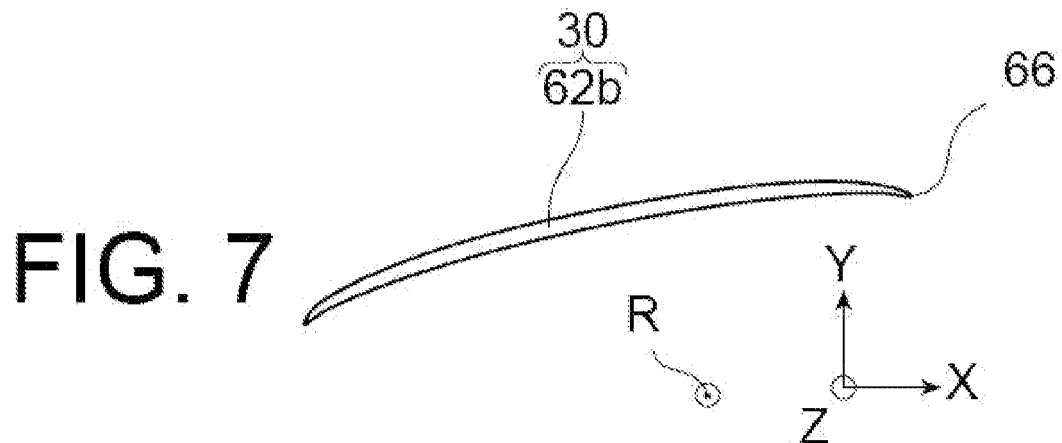
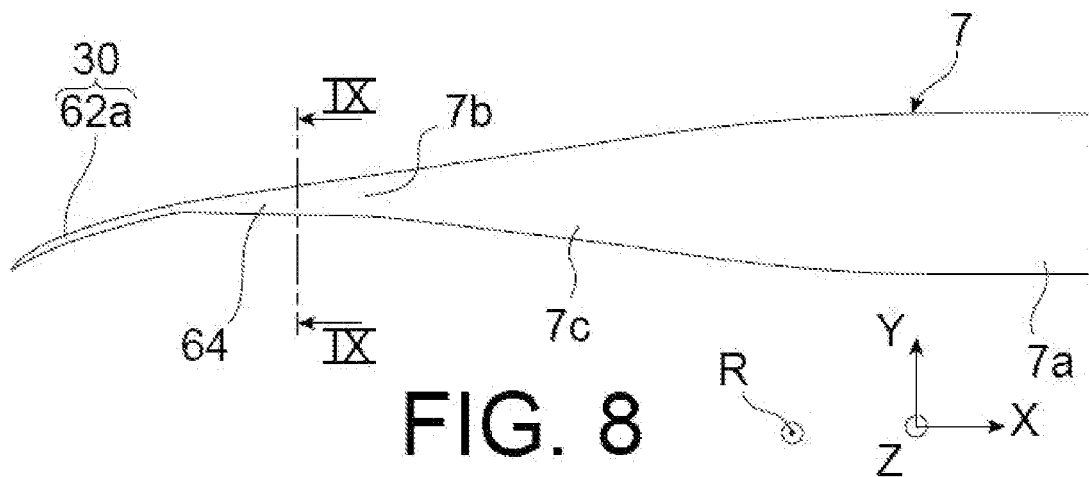


FIG. 6

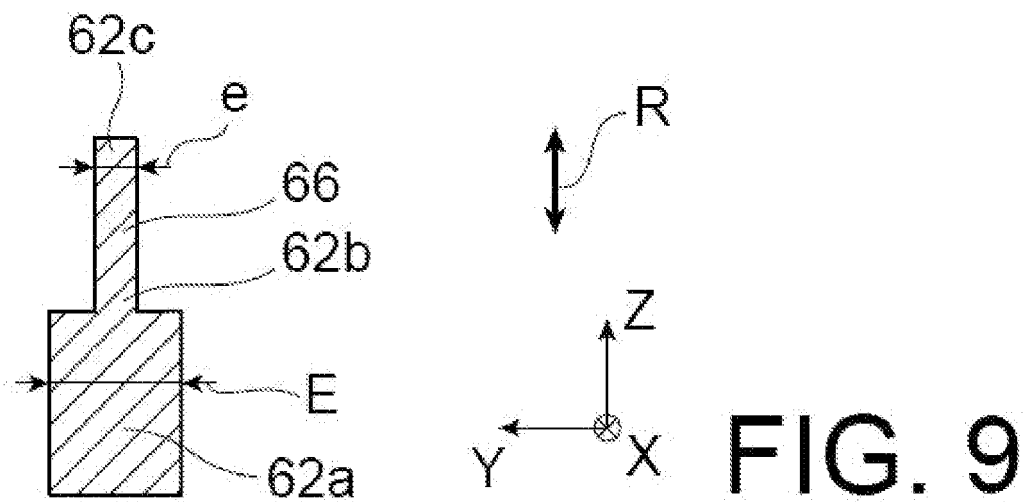
[Fig. 7]



[Fig. 8]



[Fig. 9]



[Fig. 10]

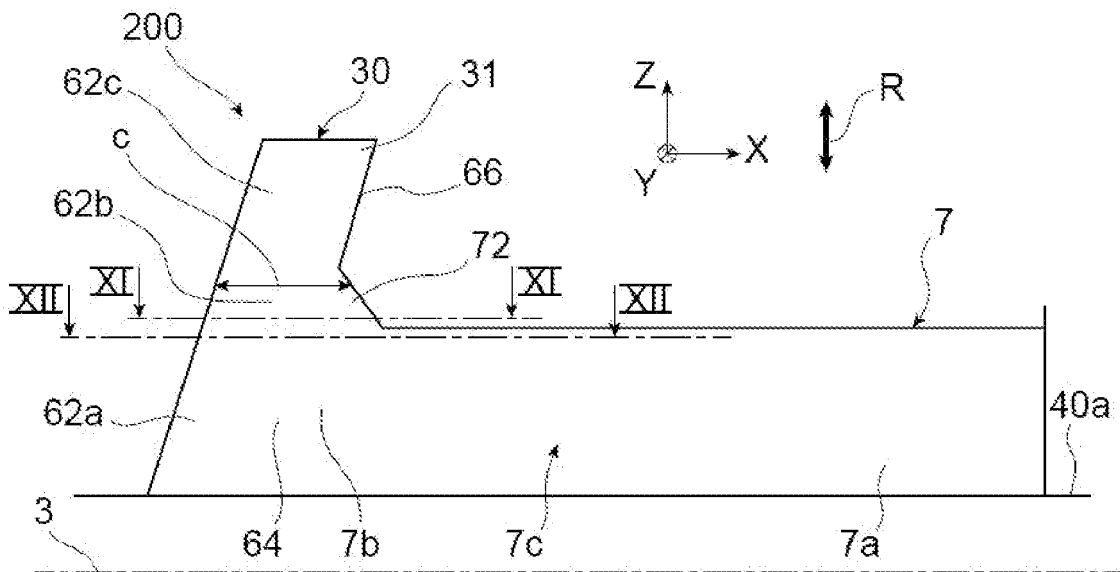


FIG. 10

[Fig. 11]

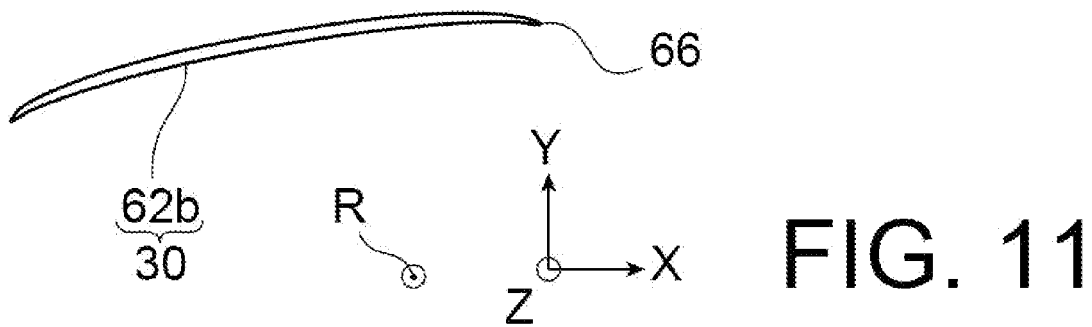


FIG. 11

[Fig. 12]

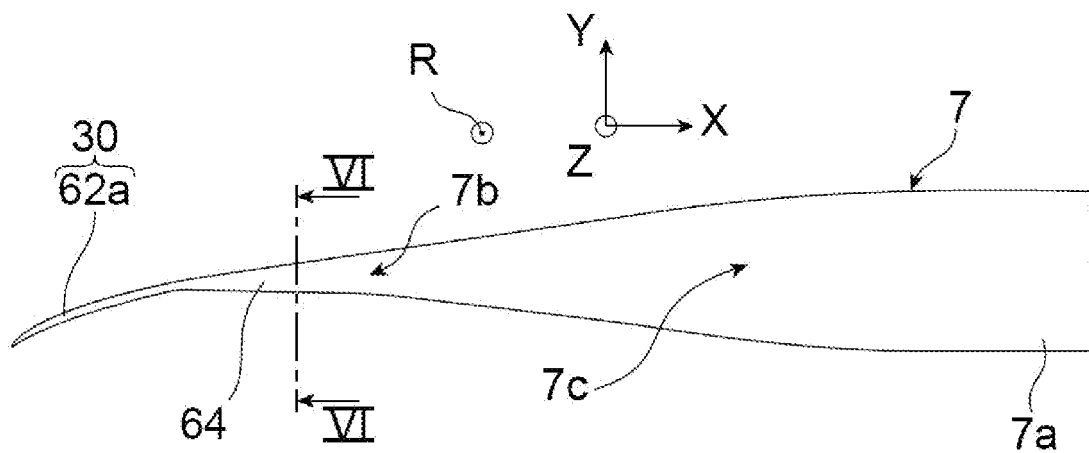
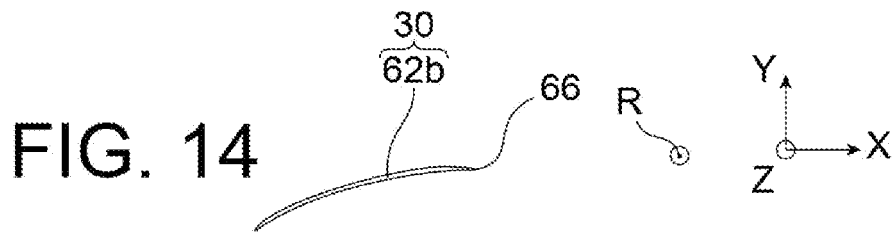
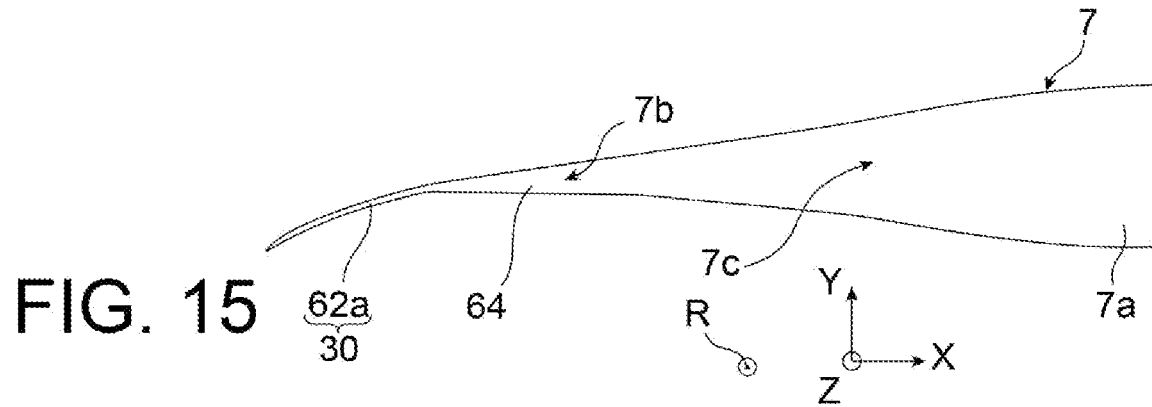


FIG. 12

[Fig. 14]



[Fig. 15]



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 902285
FR 2200147

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	FR 3 050 721 A1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 3 novembre 2017 (2017-11-03) * page 5, ligne 11 - page 9, ligne 19; figures 1-5 *	1-7	B64C11/48
X,D	FR 3 083 207 A1 (SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR]) 3 janvier 2020 (2020-01-03) * pages 4-7; figures 1-6 *	1-4, 6-8, 10	
X	US 2021/323690 A1 (GARNAUD QUENTIN MATTHIAS EMMANUEL [FR] ET AL) 21 octobre 2021 (2021-10-21) * alinéas [0013], [0041] - [0044]; figure 1 *	1, 2, 8-10	
A	US 4 998 995 A (BLYTHE ALAN A [GB]) 12 mars 1991 (1991-03-12) * voir en particulier le mât 35 reliant l'aile 2 à l'open rotor; figures 1, 2 *	1-10	
A	US 2016/167798 A1 (PRENTICE IAN FRANCIS [US]) 16 juin 2016 (2016-06-16) * abrégé; figures 1, 3-5 *	1-10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) B64D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
25 juillet 2022		Lambert, Brice	
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 2200147 FA 902285**

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 **25-07-2022**
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
FR 3050721	A1	03-11-2017	CN 107336837 A	10-11-2017
			FR 3050721 A1	03-11-2017
			GB 2551882 A	03-01-2018
			US 2017313430 A1	02-11-2017

FR 3083207	A1	03-01-2020	AUCUN	

US 2021323690	A1	21-10-2021	CA 3114092 A1	16-04-2020
			CN 112805219 A	14-05-2021
			EP 3863928 A1	18-08-2021
			FR 3086924 A1	10-04-2020
			US 2021323690 A1	21-10-2021
			WO 2020074810 A1	16-04-2020

US 4998995	A	12-03-1991	EP 0341024 A2	08-11-1989
			US 4998995 A	12-03-1991

US 2016167798	A1	16-06-2016	BR 102015031037 A2	06-09-2016
			CA 2914290 A1	12-06-2016
			CN 105691623 A	22-06-2016
			EP 3031731 A1	15-06-2016
			JP 2016120905 A	07-07-2016
			US 2016167798 A1	16-06-2016
