

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 02.01.23.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 07.07.23 Bulletin 23/27.

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 : Division demandée le 02/01/23 béné-
ficiant de la date de dépôt du 17/12/21 de la
demande initiale n° 2113844.

Demande(s) d'extension :

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

72 Inventeur(s) : MARTINEZ LUQUE, Raul, SCHVAL-
LINGER, Michaël Franck Antoine, SECONDAT DE
MONTESQUIEU, Antoine Claude Baudouin Raoul
Marie et SOULAT, Laurent.

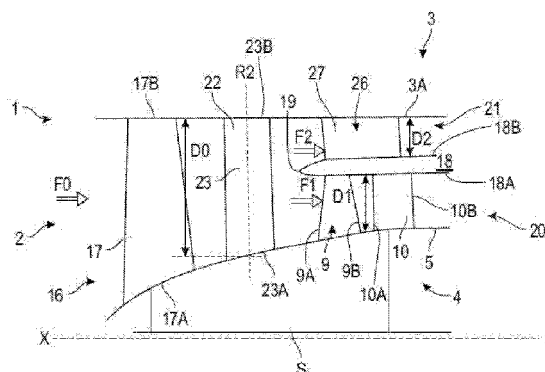
73 Titulaire(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES SAS.

74 Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

54 ENSEMBLE PROPULSIF POUR UN AÉRONEF.

57 L'ensemble (1) propulsif pour un aéronef comporte une nacelle (3) entourant une turbomachine (2) à plusieurs flux qui comporte un générateur (4) de gaz, une hélice (16) accélérant un flux d'air (F0) dans la nacelle (3), un élément annulaire (18) entre le générateur (4) et la nacelle (3) définissant une première (20) et une deuxième veine (21), comportant un bec (19) séparant le flux (F0) en un flux d'air (F1) dans la première veine (20) et en un flux d'air (F2) dans la seconde veine (21), l'ensemble (1) comportant un aubage (22) de stator monté entre le bec (19) et l'hélice (16), et un aubage (24) de stator entre le générateur (4) et l'élément annulaire (18), monté entre le bec (19) et un aubage de rotor d'un compresseur (8) du générateur (4), ou entre l'élément annulaire (18) et la nacelle (3).

Figure pour l'abrégi : Figure 7



Description

Titre de l'invention : ENSEMBLE PROPULSIF POUR UN AÉRONEF

Domaine technique de l'invention

[0001] La présente invention concerne le domaine général de l'aéronautique. Elle vise plus particulièrement un ensemble propulsif pour un aéronef comportant une turbomachine à plusieurs flux et une nacelle. L'invention concerne également un aéronef comportant un tel ensemble propulsif.

Arrière-plan technique

[0002] De manière conventionnelle, un ensemble propulsif comprend une nacelle entourant une turbomachine qui permet de générer la poussée nécessaire à la propulsion d'un aéronef, qu'il s'agisse d'un avion de ligne ou de chasse, etc. Dans ce but, la turbomachine comprend successivement au moins un compresseur qui compresse un flux d'air entrant dans la nacelle, une chambre de combustion dans laquelle l'air comprimé préalablement est mélangé à du carburant puis enflammé afin de générer un flux de gaz chaud propulsif, et au moins une turbine qui est mise en rotation par ce flux de gaz chaud, la turbine étant connectée par un arbre au compresseur. Ces éléments forment le moteur également appelé générateur de gaz. Le flux de gaz chaud s'échappe ensuite par une tuyère en sortie de la turbomachine. Un aube de rotor également appelé soufflante est généralement monté en amont du générateur de gaz de manière à accélérer le flux d'air primaire.

[0003] Il existe également des turbomachines à plusieurs flux dans lesquelles un séparateur annulaire est monté entre la nacelle et le générateur de gaz de manière à séparer le flux entrant dans la nacelle en un flux d'air primaire s'écoulant dans le générateur de gaz et un flux d'air secondaire froid qui circule dans la veine formée par l'espace entre la nacelle et le séparateur. Ces turbomachines présentent comme principal avantage d'être moins consommatrices de carburant et moins bruyantes.

[0004] L'utilisation des turbomachines à plusieurs flux est caractérisée par leur taux de dilution qui correspond au rapport de la masse du flux secondaire/tertiaire sur la masse du flux primaire. Ce taux de dilution peut également varier en fonction des phases de vol de l'aéronef, notamment dans les turbomachines à cycle variable. Néanmoins, des variations du taux de dilution peuvent conduire à des pertes de flux secondaire/tertiaire donc à des baisses d'efficacité et d'opérabilité de la turbomachine.

Résumé de l'invention

[0005] La présente invention a pour but de pallier cet inconvénient en proposant une architecture permettant à la fois le redressement des flux d'air entrant dans la tur-

bomachine et la minimisation de l'impact des changements de taux de dilution sur le générateur de gaz.

[0006] À cet effet, l'invention concerne un ensemble propulsif pour un aéronef, cet ensemble propulsif comportant une turbomachine à plusieurs flux et une nacelle qui entoure la turbomachine, ladite turbomachine comportant :

- un générateur de gaz comprenant au moins un compresseur, une chambre de combustion et une turbine, ledit générateur de gaz étant agencé le long d'un axe longitudinal,
- au moins une première hélice montée à l'intérieur de la nacelle et autour de l'axe longitudinal et configurée pour accélérer un flux d'entrée d'air entrant dans la nacelle,
- au moins un élément annulaire agencé radialement entre le générateur de gaz et la nacelle et définissant une première veine annulaire interne d'alimentation du générateur de gaz, et une deuxième veine annulaire externe avec la nacelle, ledit élément annulaire comportant en amont un premier bec de séparation annulaire qui est configuré pour séparer ledit flux d'entrée d'air en un premier flux d'air s'écoulant dans ladite première veine et en un second flux d'air s'écoulant dans ladite seconde veine annulaire externe,

[0007] L'ensemble propulsif étant caractérisé en ce qu'il comporte en outre :

- un premier aubage de stator s'étendant radialement entre un carter du générateur de gaz et la nacelle, en amont du premier bec de séparation annulaire et en aval de ladite première hélice, et
- un second aubage de stator s'étendant radialement entre un carter du générateur de gaz et l'élément annulaire, en aval dudit premier bec de séparation et en amont d'un premier aubage de rotor dudit au moins un compresseur du générateur de gaz, et/ou entre l'élément annulaire et la nacelle, en aval dudit premier bec de séparation annulaire,

[0008] et en ce qu'au moins un desdits premier et second aubage de stator est à calage variable ou comprend une portion à calage variable.

[0009] Ainsi, grâce à l'invention, le redressement des flux d'air entrant dans la nacelle est effectué en amont du séparateur de sorte que les aubages présents dans les veines ont seulement pour fonction de protéger la turbomachine des changements du taux de dilution. Une telle architecture permet de simplifier la construction et le montage des différents aubages présents dans des espaces limités tels que les veines. Elle permet également plus de liberté sur le positionnement de l'aubage de stator variable (qui est entièrement à calage variable, ou qui comprend seulement une portion à calage variable et donc une autre portion fixe) en fonction de la place disponible. Par exemple, l'espace disponible est souvent très restreint au niveau du premier bec de séparation (car l'épaisseur disponible dans cette zone est plus faible forcément), donc il

peut être plus intéressant de le mettre dans la nacelle.

[0010] L'ensemble propulsif peut également présenter une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises seules ou en combinaison les unes avec les autres :

- le premier aubage de stator est à calage variable,
- ladite deuxième veine annulaire externe est dépourvue d'aubage de stator depuis ledit premier bec de séparation annulaire jusqu'à un plan perpendiculaire audit axe longitudinal et passant sensiblement par un premier aubage de stator dudit au moins un compresseur du générateur de gaz,

[0011] -- notamment dans la configuration qui précède, lorsque le premier aubage de stator est à calage variable, le second aubage de stator peut être entièrement fixe et ne pas être à calage variable ; dans cette configuration en effet, il n'est pas forcément nécessaire d'avoir deux aubages de stator consécutifs à calage variable,

- ladite deuxième veine annulaire externe comprend un troisième aubage de stator en aval dudit premier bec de séparation annulaire,

[0012] -- notamment dans la configuration qui précède, lorsque le premier aubage de stator est à calage variable et que le second aubage de stator est entièrement fixe, le troisième aubage de stator peut comprendre une portion à calage variable et donc une portion fixe ; dans cette configuration également, il n'est pas forcément nécessaire d'avoir deux aubages de stator consécutifs à calage variable,

- le troisième aubage de stator est situé en aval ou au droit des bords d'attaque des pales dudit second aubage de stator, et en amont ou au droit des bords d'attaque des pales d'un premier aubage de rotor dudit au moins un compresseur du générateur de gaz,

- le second aubage de stator s'étend radialement entre l'élément annulaire et la nacelle, et ladite première veine annulaire interne est dépourvue d'aubage de stator en amont d'un premier aubage de rotor dudit au moins un compresseur du générateur de gaz,

[0013] -- notamment dans la configuration qui précède, le second aubage de stator est de préférence à calage variable,

- le second aubage de stator est situé en aval ou au droit des bords d'attaque des pales dudit premier aubage de rotor dudit au moins un compresseur du générateur de gaz, et en amont ou au droit des bords de fuite des pales d'un premier aubage de stator dudit au moins un compresseur,

- le premier aubage de stator et/ou ledit second aubage de stator comprend des pales dont une portion amont comporte un bord d'attaque mobile en rotation autour d'un axe sensiblement radial, et dont une portion aval comporte un bord de fuite fixe,

[0014] -- le premier aubage de stator et/ou le second aubage de stator comprend des pales dont une portion aval comporte un bord de fuite mobile en rotation autour d'un axe

sensiblement radial, et une portion amont comporte un bord de fuite fixe, et - ladite au moins une première hélice et ledit premier aubage de rotor sont reliés à un même arbre, de préférence par l'intermédiaire d'un réducteur mécanique de vitesse.

[0015] La présente invention concerne également un aéronef, en particulier un avion de transport, comportant un ensemble propulsif tel que celui susmentionné.

Brève description des figures

[0016] D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront au cours de la lecture de la description détaillée qui va suivre pour la compréhension de laquelle on se reportera aux dessins annexés dans lesquels :

[0017] [Fig.1] la [Fig.1] montre une coupe schématique longitudinale d'un ensemble propulsif comprenant une turbomachine double flux ;

[0018] [Fig.2] la [Fig.2] représente une double coupe schématique longitudinale d'un ensemble propulsif de type civil comprenant une turbomachine double flux ;

[Fig.3] la [Fig.3] représente une double coupe schématique longitudinale d'un ensemble propulsif, comprenant une turbomachine double flux ;

[0019] [Fig.4] la [Fig.4] représente une double coupe schématique longitudinale d'un ensemble propulsif comprenant une turbomachine à plusieurs flux ;

[0020] [Fig.5] la [Fig.5] représente une double coupe schématique longitudinale d'un ensemble propulsif selon un premier mode de réalisation de l'invention ;

[0021] [Fig.6] la [Fig.6] représente une double coupe schématique longitudinale d'un ensemble propulsif selon une variante à ce premier mode de réalisation de l'invention ;

[0022] [Fig.7] la [Fig.7] représente une double coupe schématique longitudinale d'un ensemble propulsif selon un deuxième mode de réalisation de l'invention ;

[0023] [Fig.8] la [Fig.8] représente une double coupe schématique longitudinale d'un ensemble propulsif selon une variante du deuxième mode de réalisation de l'invention ;
et

[0024] [Fig.9] la [Fig.9] représente une coupe schématique radiale d'un aubage de stator à calage variable selon le deuxième mode de réalisation de l'invention.

Description détaillée de l'invention

[0025] L'ensemble 1 propulsif pour un aéronef (ci-après « ensemble 1 »), qu'il soit civil ou autre, est représenté schématiquement sur les figures 1 à 8. L'ensemble 1 comporte une turbomachine 2 qui est agencée le long d'un axe longitudinal X-X. La turbomachine 2 peut être à plusieurs flux dans le cadre d'un aéronef civil, comme représenté sur les figures 1 et 3, ou dans le cadre d'un aéronef différent comme représenté sur la [Fig.4]. Bien que non exclusivement, la turbomachine 2 peut être entourée par une nacelle 3.

[0026] La turbomachine 2 comporte de façon classique un générateur de gaz 4 comprenant au moins un compresseur 8, une chambre de combustion et une turbine 7. Comme re-

présenté sur la [Fig.1], le générateur de gaz 4 forme un compartiment 5 dans lequel sont agencés préférentiellement un corps haute pression 6 formé d'un compresseur haute pression, d'une chambre de combustion haute pression et d'une turbine haute pression, non détaillés sur les figures, et un corps basse pression comprenant au moins une turbine basse pression 7 agencé en aval du corps haute pression 6 et un compresseur basse pression 8 agencé en amont du corps haute pression 6. Les compresseurs haute pression et basse pression 8 sont formés d'une alternance d'aubages de rotor 9 et de stator 10 agencés successivement d'amont en aval autour de l'axe longitudinal X-X. Dans la présente invention, on entend par aubage de rotor, une roue sur laquelle sont fixées des aubes ou pales et qui tourne autour de l'axe longitudinal X-X. On entend également par aubage de stator, une roue sur laquelle sont fixées des aubes ou pales qui ne tournent pas autour de l'axe longitudinal X-X.

[0027] Par ailleurs, par convention, dans la présente demande, les termes « amont » et « aval », et « interne/dessous » et « externe/dessus » sont utilisés en référence à un positionnement par rapport à un axe d'écoulement des flux d'air le long de l'axe longitudinal X-X de la turbomachine 2. Ainsi, un cylindre s'étendant selon l'axe X-X comporte une face intérieure tournée vers l'axe X-X et une face extérieure, opposée à sa face intérieure. On entend par « longitudinal » ou « longitudinalement » toute direction parallèle à l'axe X-X, et par « radialement » ou « radial » toute direction perpendiculaire à l'axe X-X.

[0028] La turbine basse pression 7 entraîne un arbre 11. Dans un aéronef civil, un réducteur 12 à train épicycloïdal, situé en amont du générateur de gaz 4, transmet le couple exercé par l'arbre 11 à au moins un disque 13. Dans le cas de deux disques 13, ils peuvent tourner en sens inverse autour de l'axe longitudinal X-X. L'arbre 11 et la ou les disques 13 sont agencés dans un carter ou capot 15 qui abrite également les organes d'entraînement du ou des disques à partir du réducteur 12. Chacun des disques 13 porte des pales pour former une hélice.

[0029] Dans le cas de la [Fig.1], la turbomachine 2 comporte une première hélice 16 de rotor (ci-après « hélice ») qui est formée d'une pluralité de pales 17 réparties autour de l'axe longitudinal X-X et s'étendant suivant des directions radiales depuis le capot 15.

[0030] Avantageusement,

[0031] L'aubage de rotor 9 et l'hélice 16 sont reliés à un même tambour ou arbre 16, comme illustré dans les dessins.

[0032] La turbomachine 2 comporte également un ou plusieurs éléments annulaires 18, 18'.

[0033] Comme représenté sur les figures 2 à 4 notamment, l'élément annulaire 18 peut être agencé radialement entre le générateur de gaz 4 et la nacelle 3. L'élément annulaire 18 s'étend le long de l'axe longitudinal X-X sur une longueur sensiblement similaire à la longueur du générateur de gaz 4. L'élément annulaire 18 est pourvu, en amont, d'un

bec 19 annulaire de séparation. L'agencement de cet élément annulaire 18 par rapport au générateur de gaz 4 définit une première veine annulaire interne 20 délimitée par un carter 5B du compartiment 5 du générateur de gaz 4 et une surface interne 18A de l'élément annulaire 18. L'agencement de l'élément annulaire 18 par rapport à la nacelle 3 définit également une seconde veine annulaire externe 21 qui est délimitée par une surface externe 18B de l'élément annulaire 18 et la surface interne 3A de la nacelle 3. Le bec 19 annulaire de séparation sépare le flux d'entrée d'air F0 entrant dans la nacelle 3 en un premier flux d'air F1 qui s'écoule dans la veine annulaire interne 20 et en un second flux d'air F2 qui s'écoule dans la veine annulaire externe 21. Le flux d'air F1 circulant dans la veine annulaire interne 20 est classiquement comprimé par des étages des compresseurs basse pression 8 et haute pression formés par la succession d'aubages de rotor 9 et de stator 10 avant d'entrer dans la chambre de combustion haute pression. L'énergie de combustion est récupérée par les étages de turbines haute pression puis basse pression 7 qui assurent l'entraînement des étages de compresseur 8 et la rotation de l'hélice 16 en amont. Le flux d'air F2 qui s'écoule dans la veine annulaire externe 21 participe, pour sa part, à fournir la poussée de la turbomachine 2.

[0034] Le rapport entre le flux d'air F2 s'écoulant dans la veine externe 21 et le flux d'air F1 s'écoulant dans la veine interne 20 est généralement appelé taux de dilution. De façon non limitative, l'ensemble 1 propulsif selon l'invention est à cycle variable c'est-à-dire qu'en fonction des phases de vol, le taux de dilution de l'ensemble 1 peut être modifié. À titre d'exemple, le taux de dilution de l'ensemble 1 au cours d'une phase de décollage ou d'atterrissage de l'aéronef AC est élevé de sorte à réduire le bruit et la consommation spécifique de carburant.

[0035] Dans un premier mode de réalisation préféré, l'ensemble 1 comporte, en outre, un premier aubage 22 de stator qui est agencé en amont du bec de séparation 19 et en aval de l'hélice 16. Les pales 23 de l'aubage 22 de stator sont réparties de manière circonférentielle autour de l'axe longitudinal X-X et s'étendent radialement sur toute une distance D0 entre le générateur de gaz 4 et la nacelle 3 de sorte que chacune des pales 22 est fixée par une première extrémité interne 23A au capot 15 et par une extrémité externe 23B qui est opposée à l'extrémité interne 23A à la surface interne 3A de la nacelle 3. En variante, les pales 23 pourraient être fixées que par l'intermédiaire d'une seule de leurs extrémité radiales, et pourraient par exemple être suspendues en étant fixées par leurs extrémités radialement externes à la nacelle 3. Comme les pales 23 s'étendent sur toute la distance D0 entre le capot 15 et la nacelle 3, elles n'influent pas sur le débit du flux d'entrée d'air F0 qui entre dans la nacelle 3 donc sur l'efficacité et l'opérabilité de l'ensemble 1. Par ailleurs, la présence de l'aubage 22 de stator permet de diminuer très fortement les turbulences du flux d'entrée d'air F0 en amont du bec

19 de séparation de sorte que l'incidence des pales des aubages de rotor 9 et de stator 10 de compresseur 8 n'est pas modifiée. Le générateur de gaz 4 ne subit donc pas d'effets indésirables dus aux changements du taux de dilution de l'ensemble 1 à cycle variable. En outre, la diminution des turbulences sur le flux d'entrée d'air F0 permet de réduire les pertes aérodynamiques de ce flux F0 ainsi que des flux d'air F1 et F2 circulant respectivement dans les veines interne 20 et externe 21 sur les bords de l'élément annulaire 18, du capot 15, de la nacelle 3, etc. en réduisant les surfaces de frictions.

- [0036] Dans ce premier mode de réalisation, l'aubage 22 de stator est fixe de sorte que l'incidence de chacune des pales 23 ne varie pas, comme cela est représenté sur la [Fig.5]. Dans le cadre de la présente invention on entend par aubage fixe, l'ensemble des pales montées radialement autour de l'axe longitudinal X-X et dont chacune des pales ne pivote pas autour de l'axe radial le long duquel elle est agencée.
- [0037] Dans ce premier mode de réalisation préféré, l'ensemble 1 comporte également un second aubage 24 de stator qui est à calage variable. Les pales d'un aubage à calage variable peuvent tourner autour d'un axe radial R1 ou de manière inclinée par rapport à ce axe, selon lequel chacune des pales est agencée. En pratique, les pales peuvent tourner suivant un axe qui s'étend du pied à la tête de la pale. On voit que le carter n'est pas forcément rectiligne donc, selon la position de la pale, elle pourrait ne pas tourner forcément suivant un axe parfaitement radial. L'introduction d'aubages à calage variable permet notamment d'améliorer l'opérabilité de la turbomachine 2 pour un ensemble de conditions de vols et de diminuer son impact acoustique.
- [0038] Dans la [Fig.3], l'ensemble propulsif 1 comprend en outre un autre aubage de stator 22 en amont de l'hélice 16, et une seconde hélice 30 en amont de cet autre aubage de stator 22. La référence 30 désigne une autre hélice montée en amont de la première hélice 16.
- [0039] Comme représenté sur les figures 5 et 6, l'aubage 24 de stator est agencé radialement dans la veine interne 20 dans laquelle s'écoule le flux d'air F1 qui alimente le générateur de gaz 4. Les pales 25 de l'aubage 24 sont réparties radialement autour de l'axe longitudinal X-X et s'étendent sur une distance D1 qui correspond à la distance entre le carter 5A du générateur de gaz 4 et l'élément annulaire 18. Chacune des pales 25 est fixée à la surface interne 18A de l'élément annulaire 18 par une extrémité radiale 25B et à une au carter 5A du générateur de gaz 4 par un pied 25A. Chacune des pales 25 présente une incidence permettant de redresser axialement le flux d'air F1 entrant dans la veine interne 20. Comme évoqué dans ce qui précède, en variante, les pales 25 pourraient être fixées que par l'intermédiaire d'une seule de leurs extrémité radiales. Chacune des pales 25 peut pivoter autour d'un axe radial R1 (ou de manière légèrement inclinée par rapport à un tel axe, comme évoqué dans ce qui précède) selon

lequel elle est agencée. Comme représenté sur les figures 5 et 6, l'aubage 24 de stator est agencé à l'entrée de la veine interne 20, c'est-à-dire en aval du bec 19 de séparation et en amont du premier aubage de rotor 9 du compresseur basse pression 8. À titre d'exemple, l'aubage 24 de stator à calage variable peut être un aubage directeur d'entrée à calage variable (IGV ou « *Inlet Guide Vane* » en anglais) qui présente une faible courbure et une faible perte par rapport à un aubage classique. Le choix d'un aubage directeur à calage variable permet d'assurer l'opérabilité de l'ensemble 1 à cycle variable. D'une part, le flux d'air F1 entre dans la veine interne 20 en étant en grande majorité redressé axialement par l'aubage 22 de stator ; il n'est donc pas nécessaire d'avoir un aubage de redressement classique à l'entrée de la veine interne 20. D'autre part, l'aubage de rotor 9 le plus en amont du compresseur basse pression 8 nécessite un certain niveau de co-turbulences qui ne doivent donc pas être éliminées par un aubage de redressement classique à l'entrée de la veine interne 20 d'alimentation du générateur de gaz 4. Toutes les turbulences ne devant pas être enlevées, la conception de l'aubage 22 de stator s'en trouve également facilitée.

[0040] Dans ce premier mode de réalisation particulier, la veine annulaire externe 21 est dépourvue d'aubage de stator depuis le bec 19 de séparation annulaire jusqu'à un plan radial P comme représenté sur la [Fig.5]. Ce plan radial P est perpendiculaire à l'axe longitudinal X-X et passe sensiblement par l'aubage de stator 10 le plus en amont du compresseur basse pression 8 du générateur de gaz 4. Le flux d'air F2 entrant dans la veine externe 21 ne rencontre donc aucun aubage lors de son écoulement.

[0041] Dans une variante à ce premier mode de réalisation particulier illustrée à la [Fig.6], la veine annulaire externe 21 comprend un troisième aubage 26 de stator monté en aval du bec 19 de séparation annulaire. L'aubage 26 de stator est pourvu d'une pluralité de pales 27 agencées de façon circonférentielle autour de l'axe longitudinal X-X et s'étendant chacune dans une direction radiale sur une distance D2 qui correspond à la distance séparant radialement l'élément annulaire 18 et la nacelle 3. Chacune des pales 27 est fixée à la surface externe 18B de l'élément annulaire 18 par un pied de pale 27A et à la surface interne 3A de la nacelle par une extrémité radiale externe 27B. La présence d'un tel aubage 26 permet de redresser le flux d'air F2 si la partie supérieure du flux F0 d'entrée d'air, dont est issu le flux d'air F2, est plus déviée axialement que sa partie inférieure. Par ailleurs, chacune des pales 27 de l'aubage 26 est, de préférence, fixe et peut être traversé intérieurement par des câbles servant notamment à l'alimentation électrique du générateur de gaz 4. À titre d'exemple, l'aubage 26 de stator est agencé en aval ou au droit des bords d'attaque 25C des pales de l'aubage de stator 24 qui ne fait pas partie ici du compresseur basse pression 8. Au moins une partie de l'aubage 26 de stator est également agencée en amont ou au droit des bords d'attaque 10A des pales de l'aubage de stator 10 du compresseur basse pression 8 du

générateur de gaz 4 de sorte que l'aubage 26 se situe proche de l'entrée de la veine externe 21 pour permettre un redressement du flux d'air F2. Plus exactement, les bords d'attaque des pales de l'aubage 26 peuvent être situés en aval ou au droit des bords d'attaque 25C de l'aubage 24, et en amont ou au droit des bords d'attaque 10A des pales de l'aubage 10. L'aubage 26 peut être du type OGV (*Outer Guide Vane*) par exemple.

[0042] Dans un deuxième mode de réalisation de l'invention représenté à la [Fig.7], l'aubage 22 de stator est à calage variable de sorte que l'incidence de chacune des pales 23 peut être modifiée angulairement. L'aubage 22 de stator à calage variable comprend des pales 23 aptes à pivoter autour de l'axe radial R2 ou de manière légèrement inclinée par rapport à cet axe. La veine annulaire externe 21 comprend également un aubage 26 de stator, de préférence fixe, monté en aval du bec 19 de séparation annulaire. L'aubage 26 de stator est pourvu d'une pluralité de pales 27 agencées de façon circonférentielle autour de l'axe longitudinal X-X et s'étendant chacune dans une direction radiale sur une distance D2 qui correspond à la distance séparant radialement l'élément annulaire 18 et la nacelle 3. Dans la veine interne 20 sont agencées uniquement des étages du compresseur basse pression 7 comportant notamment le premier aubage de rotor 9 suivi du premier aubage de stator 10. Le premier aubage que rencontre le flux d'air F1 après l'aubage de stator 22 est ainsi un aubage de rotor 9. Cela permet d'éviter d'introduire un aubage à calage variable et le mécanisme de commande associé dans l'élément 18, qui a un espace très restreint, et de le déporter plutôt dans la nacelle 3 où l'on dispose de plus de place. Un seul mécanisme de commande peut ainsi être utilisé pour influencer sur deux flux. L'aubage 26 de stator peut être agencé en aval ou au droit des bords d'attaque 9A des pales de l'aubage de rotor 8. Plus exactement, les bords d'attaque des pales de l'aubage 26 peuvent être situés en aval ou au droit des bords d'attaque 9A de l'aubage 9. L'aubage 26 de stator peut également être agencé en amont ou au droit des bords d'attaque 10A des pales de l'aubage de stator 10 du compresseur basse pression 8 du générateur de gaz 4 de sorte que l'aubage 26 se situe proche de l'entrée de la veine externe 21 pour permettre un redressement du flux d'air F2.

[0043] Dans une variante de ce deuxième mode de réalisation représentée à la [Fig.8], la turbomachine 2 comporte également l'aubage 24 de stator à calage variable. L'aubage 24 de stator est agencé radialement entre l'élément annulaire 18 et la nacelle 3, à l'intérieur de la veine externe 21 dans laquelle s'écoule le flux d'air F2. L'aubage 24 est monté en aval du bec 19 de séparation annulaire. L'aubage 24 de stator à calage variable pourrait être agencé en amont de l'aubage 26 de stator fixe décrit dans ce qui précède. Il peut, en variante, être l'unique élément de la veine externe 21. Les pales 25 sont réparties radialement autour de l'axe longitudinal X-X et chacune est fixée, par

son pied 25A, à la surface externe 18B de l'élément annulaire 18 et, par son extrémité externe 25A, à la surface interne 3A de la nacelle 3. Chacune des pales 25 est agencée suivant un axe radial R3 ou de manière légèrement inclinée par rapport à cet axe, autour duquel elle peut pivoter. Par ailleurs, dans ce deuxième mode de réalisation, la veine annulaire interne 20 est dépourvue d'aubage de stator agencé en amont de l'aubage de rotor 9 du compresseur basse pression 8. L'absence d'aubage particulier en amont des premiers aubages de rotor 9 et de stator 10 du compresseur 8 permet de réduire la longueur du générateur de gaz 4. Chacune des pales 25 de l'aubage 24 est alors située en aval des bords d'attaque 9A des pales de l'aubage de rotor 9 du compresseur 8 dans la veine interne 20 et en amont des bords de fuite 10B des pales de l'aubage de stator 10 du compresseur 8. Chacune des pales 25 de l'aubage 24 peut également être située au droit des bords d'attaque 9A des pales de l'aubage de rotor 9 et en amont des bords de fuite 10B des pales de l'aubage de stator 10. Les pales 25 peuvent également être situées en aval des bords d'attaque 9A des pales de l'aubage de rotor 9 et en amont des bords de fuite 10B des pales de l'aubage de stator 10. Elles peuvent, en outre, être agencées en aval des bords d'attaque 9A des pales de l'aubage de rotor 9 du compresseur 8 dans la veine interne 20, et au droit des bords de fuite 10B des pales de l'aubage de stator 10.

[0044] Comme représenté sur les figures 7 et 8, l'aubage 22 qui est agencé entre l'hélice 16 et le bec 19 de séparation annulaire est à calage variable. L'incidence de chacune des pales 23 est ajustée de sorte à redresser le flux F0 s'écoulant dans la nacelle 3 avant d'être séparé en deux flux F1 et F2. Le redressement axial du flux F0 par l'aubage 22 à calage variable permet au flux F1 dans la veine interne 20 de s'écouler face au bord d'attaque 9A de chaque pale du premier aubage de rotor 9 ce qui rend la présence d'un autre aubage de redressement inutile à l'entrée de la veine interne 20.

[0045] L'installation de l'aubage 24 à calage variable dans la veine externe 21 présente comme avantage, non seulement de redresser axialement le flux F2 mais également d'éliminer les turbulences du flux F0 qui peuvent être engendrées par les variations d'incidence des pales 23 de l'aubage 22.

[0046] Comme représenté sur la [Fig.9], cet ajustement dynamique peut également être réalisé par des pales 25 comprenant une portion aval 29 et une portion amont 28. La portion aval 29 peut être, à titre d'exemple, un élément structurel qui comporte le bord de fuite 25D de la pale 25. Cet élément structurel est fixé, par ses extrémités (non représentées), à la nacelle 3 et à l'élément annulaire 18. Cette partie amont 28 peut être creuse de sorte que des servitudes, telles que des câbles, peuvent la traverser dans la direction radiale au fin d'alimentation du générateur de gaz 4. La partie amont 28 est mobile en rotation autour d'un axe sensiblement radial commun avec l'axe le long duquel s'étend la partie aval 29. La partie amont 28 comporte le bord d'attaque 25C de

la pale 25 et qui peut pivoter en fonction de l'incidence de l'aubage 22 en amont de sorte à assurer un redressement axial du flux F2 s'écoulant dans la veine externe 21. Pour ce faire, l'aubage 22 et l'aubage 24 sont connectés l'un à l'autre mécaniquement (non représenté). En variante, les changements d'incidence des pales 23 de l'aubage 22 sont compris entre 15 degrés et 20 degrés de sorte que l'aubage 24 peut être fixe. Un tel agencement offre l'avantage d'optimiser l'intégration d'éléments dans l'espace disponible dans les veines, cet espace étant d'autant plus réduit que l'élément annulaire peut requérir un dispositif de dégivrage.

[0047] L'aubage 22 comporte également des pales 22 pourvues d'une portion aval 29 comprenant un bord de fuite 23D et d'une portion amont 28 comprenant un bord d'attaque 23C.

Dans un mode de réalisation particulier illustré à la [Fig.4], l'ensemble 1 comprend une turbomachine 2 à plusieurs flux. L'ensemble 1 comporte alors une seconde hélice de rotor 30 (ci-après « hélice 30 »). L'hélice 30 comporte une pluralité de pales s'étendant radialement autour de l'axe longitudinal X-X dans des directions radiales. Cette hélice 30 peut être un aubage de rotor agencé en amont d'une pluralité d'aubages de rotor et de stator formant les étages de compresseur présent dans la turbomachine 2. Comme représenté sur la [Fig.4], la rotation de l'hélice 30 génère une accélération d'un flux principal d'air FP. La nacelle 3 comporte également, sur une extrémité amont, un second bec 31 de séparation annulaire. Ce bec 31 de séparation permet de séparer le flux d'air principal FP accéléré par l'hélice 30 en le flux d'entrée d'air F0 qui s'écoule dans l'espace entre la nacelle 3 et le capot 15 et qui est accéléré par la rotation de l'hélice 16 et en un troisième flux d'air F3 qui s'écoule au-dessus de la nacelle 3.

[0048] Avantageusement, la turbomachine 2 ne comprend pas de bras directement en aval de l'aubage de stator 22. Ceci signifie que le premier bec 19 n'est de préférence pas relié à des bras et n'est pas situé en aval de bords d'attaque de ces bras et en amont de bords de fuite de ces bras. En général, ce type de bras s'étend à travers le flux d'entrée d'air F0 et également à travers les flux d'air F1 et F2.

Revendications

[Revendication 1]

Ensemble propulsif pour un aéronef, cet ensemble (1) propulsif comportant une turbomachine (2) à plusieurs flux et une nacelle (3) qui entoure la turbomachine (2), ladite turbomachine (2) comportant :

- un générateur de gaz (4) comprenant au moins un compresseur (8), une chambre de combustion et une turbine (7), ledit générateur de gaz (4) étant agencé le long d'un axe longitudinal (X-X),
- au moins une première hélice (16) montée à l'intérieur de la nacelle (3) et autour de l'axe longitudinal (X-X) et configurée pour accélérer un flux d'entrée d'air (FO) entrant dans la nacelle (3),
- au moins un élément annulaire (18) agencé radialement entre le générateur de gaz (4) et la nacelle (3) et définissant une première veine (20) annulaire interne d'alimentation du générateur de gaz (4), et une deuxième veine (21) annulaire externe avec la nacelle (3), ledit élément annulaire (18) comportant en amont un premier bec (19) de séparation annulaire qui est configuré pour séparer ledit flux d'entrée d'air (FO) en un premier flux d'air (F1) s'écoulant dans ladite première veine (20) et en un second flux d'air (F2) s'écoulant dans ladite seconde veine (21) annulaire externe,

caractérisé en ce qu'il comporte en outre :

- un premier aubage (22) de stator s'étendant radialement entre un carter (5B) du générateur de gaz (4) et la nacelle (3), en amont du premier bec (19) de séparation annulaire et en aval de ladite première hélice (16), et
- un second aubage (24) de stator s'étendant radialement entre l'élément annulaire (18) et la nacelle (3), en aval dudit premier bec (19) de séparation annulaire,

et en ce que ledit premier aubage (22) de stator est à calage variable ou comprend une portion à calage variable, ce premier aubage (22) de stator étant situé directement en amont dudit premier bec (19) de séparation annulaire.

[Revendication 2]

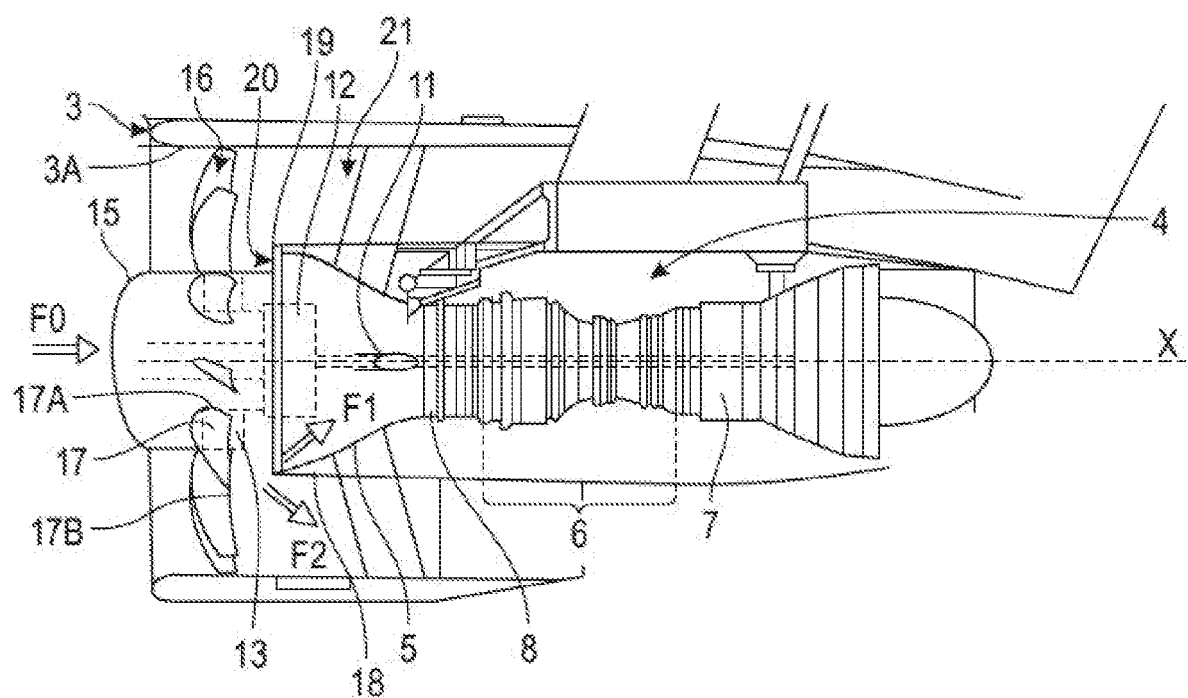
Ensemble (1) propulsif selon la revendication 1, dans lequel ledit second aubage (24) de stator s'étend radialement entre le générateur de gaz (4) et l'élément annulaire (18), et ladite deuxième veine (21) annulaire externe est dépourvue d'aubage de stator depuis ledit premier bec (19) de séparation annulaire jusqu'à un plan perpendiculaire (P) audit axe longitudinal (X-X) et passant sensiblement par un premier aubage (10) de stator dudit au moins un compresseur (8) du générateur de gaz (4).

- [Revendication 3] Ensemble (1) propulsif selon la revendication 1, dans lequel ledit second aubage (24) de stator s'étend radialement entre le générateur de gaz (4) et l'élément annulaire (18), et ladite deuxième veine (21) annulaire externe comprend un troisième aubage (26) de stator en aval dudit premier bec (19) de séparation annulaire.
- [Revendication 4] Ensemble (1) propulsif selon la revendication précédente, dans lequel ledit troisième aubage (26) de stator est situé en aval ou au droit des bords d'attaque (25C) des pales (25) dudit second aubage (24) de stator, et en amont ou au droit des bords d'attaque (9A) des pales d'un premier aubage (9) de rotor dudit au moins un compresseur (8) du générateur de gaz (4).
- [Revendication 5] Ensemble (1) propulsif selon la revendication 1, dans lequel ledit second aubage (24) de stator s'étend radialement entre l'élément annulaire (18) et la nacelle (3), et ladite première veine (20) annulaire interne est dépourvue d'aubage de stator en amont d'un premier aubage (9) de rotor dudit au moins un compresseur (8) du générateur de gaz (4).
- [Revendication 6] Ensemble (1) propulsif selon la revendication précédente, dans lequel ledit second aubage (24) de stator est situé en aval ou au droit des bords d'attaque (9A) des pales dudit premier aubage de rotor (9) dudit au moins un compresseur (8) du générateur de gaz (4), et en amont ou au droit des bords de fuite (10B) des pales d'un premier aubage de stator (10) dudit au moins un compresseur (8).
- [Revendication 7] Ensemble (1) propulsif selon la revendication 5 ou 6, dans lequel ledit premier aubage (22) de stator et/ou ledit second aubage (24) de stator comprend des pales (23, 25) dont une portion amont (28) comportant un bord d'attaque (23C, 25C) est mobile en rotation autour d'un axe sensiblement radial, et dont une portion aval (29) comportant un bord de fuite (23D, 25D) est fixe.
- [Revendication 8] Ensemble (1) propulsif selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel ladite au moins une première hélice (16) et ledit premier aubage de rotor (9) sont reliés à un même arbre (S), de préférence par l'intermédiaire d'un réducteur mécanique de vitesse.
- [Revendication 9] Ensemble (1) propulsif selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel il comprend une seconde hélice (30) montée en amont de la nacelle (3) et autour de l'axe longitudinal (X-X) et configurée pour accélérer un flux principal d'air (FP), ladite nacelle (3) comportant en amont un second bec (31) de séparation annulaire qui est configuré pour séparer ledit flux principal d'air (FP) en ledit flux

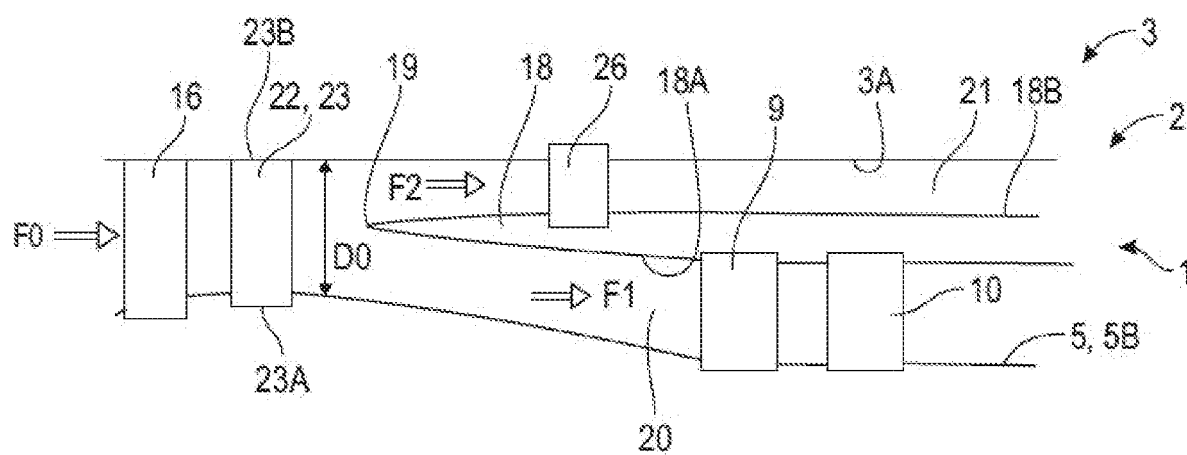
d'entrée d'air (F0) s'écoulant dans la nacelle (3), et en un troisième flux d'air (F3) s'écoulant autour de la nacelle (3).

[Revendication 10] Aéronef comportant au moins un ensemble (1) propulsif selon l'une quelconque des revendications précédentes.

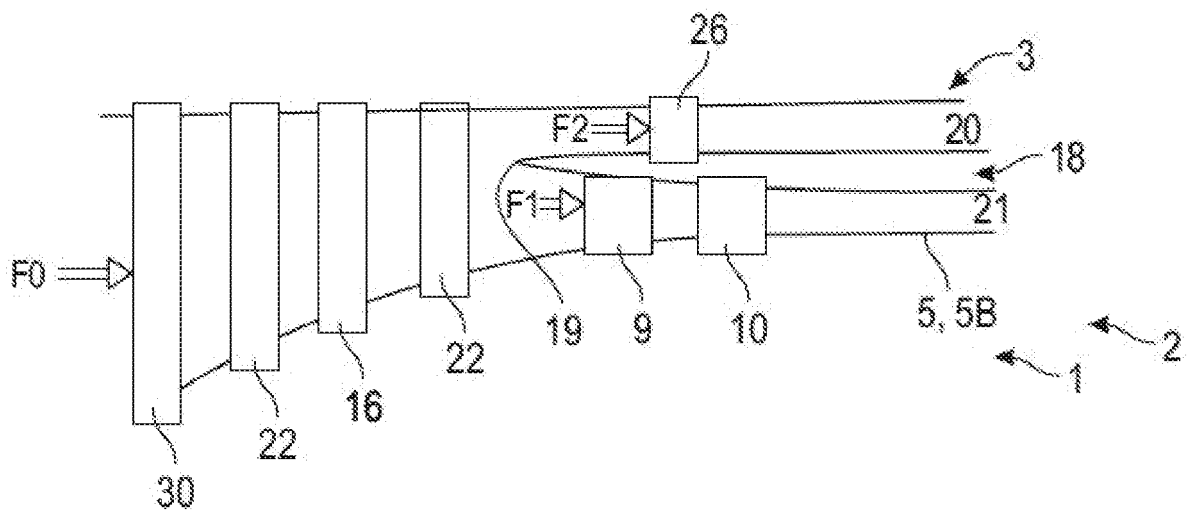
[Fig. 1]



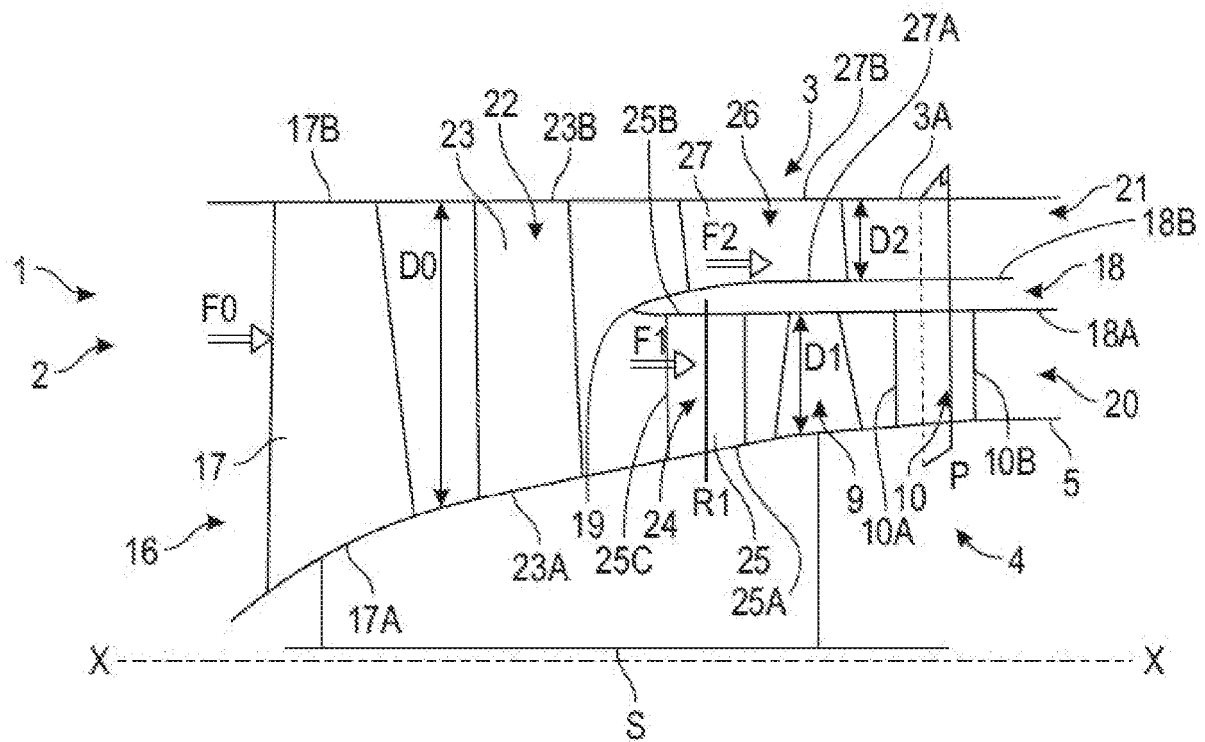
[Fig. 2]



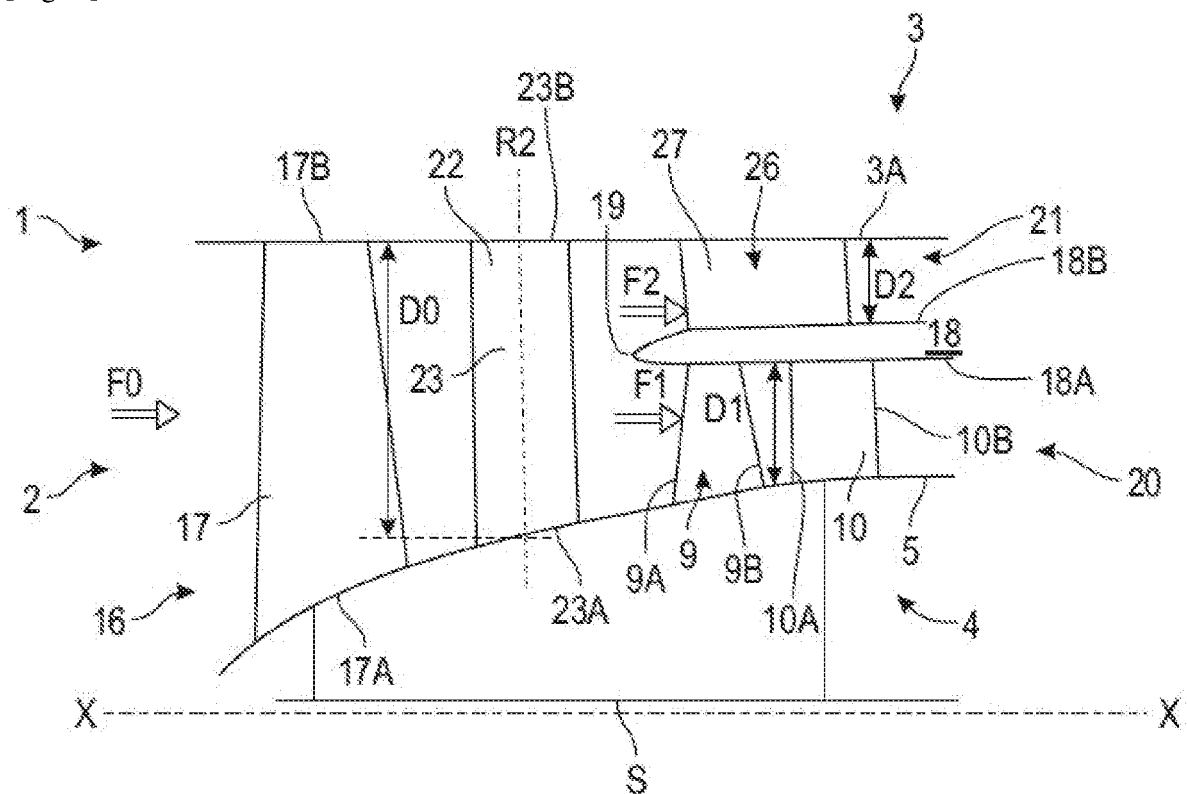
[Fig. 3]



[Fig. 6]



[Fig. 7]



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 915517
FR 2300003

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		
A	US 4 275 560 A (WRIGHT JACK D ET AL) 30 juin 1981 (1981-06-30) * le document en entier * -----	1-10	F02C7/36 B64D33/00
A	US 5 259 187 A (DUNBAR DONALD K [US] ET AL) 9 novembre 1993 (1993-11-09) * le document en entier * -----	1-10	
A	GB 2 100 799 A (GEN ELECTRIC [US]) 6 janvier 1983 (1983-01-06) * le document en entier * -----	1-10	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F01D F02K F02C B64D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
24 mai 2023		Rusanu, Irina	
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 2300003 FA 915517**

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 **24-05-2023**
 Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication		Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 4275560	A	30-06-1981	CA	1125038 A	08-06-1982
			DE	2951963 A1	17-07-1980
			FR	2445438 A1	25-07-1980
			IT	1126669 B	21-05-1986
			JP	S633136 B2	22-01-1988
			JP	S55104531 A	11-08-1980
			US	4275560 A	30-06-1981

US 5259187	A	09-11-1993	CA	2113367 A1	06-08-1994
			DE	69414733 T2	24-06-1999
			EP	0610091 A1	10-08-1994
			JP	H0713480 B2	15-02-1995
			JP	H06280616 A	04-10-1994
			US	5259187 A	09-11-1993

GB 2100799	A	06-01-1983	CA	1190050 A	09-07-1985
			DE	3223201 A1	13-01-1983
			FR	2508552 A1	31-12-1982
			GB	2100799 A	06-01-1983
			IT	1151665 B	24-12-1986
			JP	S5812899 A	25-01-1983
			SE	450786 B	27-07-1987
US	4446696 A	08-05-1984			
