

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

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

3 141 444

②1 N° d'enregistrement national : **22 11373**

⑤1 Int Cl⁸ : **B 64 C 11/48 (2022.01), B 64 C 11/18**

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 31.10.22.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 03.05.24 Bulletin 24/18.

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 (SAS) — FR.

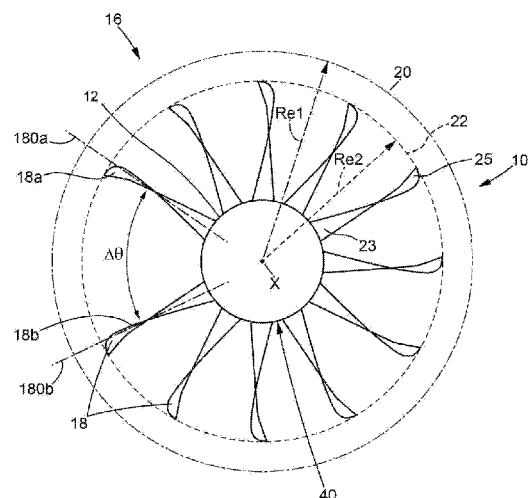
⑦2 Inventeur(s) : **GEA AGUILERA** Fernando, **DUBOIS** Adrien, Clément, Marcel, **GRUBER** Mathieu, Simon, Paul, **LEBEAULT** Eva, Julie, **BINDER** Anthony et **WIART** Ludovic, Mathieu, Rene.

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

⑦4 Mandataire(s) : **Ernest GUTMANN - Yves PLASSE-RAUD SAS.**

⑤4 **PROPULSEUR AERONAUTIQUE A AEROCOUSTIQUE AMELIOREE.**

⑤7 Propulseur aéronautique (40) d'axe longitudinal (X) et comprenant une rangée rotorique amont et une rangée statorique aval (16) de pales (18) non carénées. Deux pales adjacentes de la rangée statorique aval (16) présentent entre elles, autour de l'axe longitudinal (X), un espacement azimutal ($\Delta\theta$) dont certains au moins sont différents entre eux, de sorte que certains au moins des pales du stator aval présentent une répartition hétérogène autour de l'axe longitudinal (X).
Figure de l'abrégé : Figure 4



FR 3 141 444 - A1



Description

Titre de l'invention : PROPULSEUR AERONAUTIQUE A AERO-COUSTIQUE AMELIOREE

Domaine technique

- [0001] La présente divulgation relève du domaine des propulseurs aéronautiques d'axe longitudinal comprenant chacun un moyeu et (au moins) deux rangées annulaires de pales non carénées, l'une amont, l'autre aval, le long de l'axe longitudinal.
- [0002] Conformément à ce qui précède et à ce qui suit, dans tout le texte, les qualificatifs relatifs « amont » et « aval » sont définis l'un par rapport à l'autre en référence à l'écoulement, en phase de vol de croisière, des gaz dans la turbomachine dans la direction longitudinale (i.e. la direction de l'axe longitudinal).
- [0003] Le propulseur aéronautique peut comprendre (au moins) un moteur thermique, en particulier turbomachine, turbomoteur, turboréacteur, turbosoufflante, et/ou (au moins) un moteur électrique, et/ou (au moins) un moteur à hydrogène, et/ou (au moins) un moteur hybride : thermique et/ou électrique et/ou à hydrogène.

Technique antérieure

- [0004] On se réfèrera ci-après plus particulièrement, et donc à titre non limitatif, au cas des turbomachines, dès lors que le(s) type(s) de moteur que comprend le propulseur n'est pas ici déterminant. Par turbomachine, il est entendu un propulseur dans lequel il y a un échange d'énergie entre un fluide en écoulement et un rotor.
- [0005] Dans ce cadre, on rappelle, à titre d'exemple, qu'une turbomachine à soufflante « non carénée » (ou turbopropulseur de type « Propfan » ou « Open Fan » ou « Open rotor » ou « Counter-Rotating Open Rotor ») est un type de turbomachine dans laquelle la soufflante s'étend en dehors du carter moteur (ou nacelle), contrairement aux turbomachines classiques (de type « Turbofan ») dans lesquelles la soufflante est carénée.
- [0006] L'absence de carénage, à l'image des turbomachines non carénées, entraîne une augmentation du niveau de bruit émis par les propulseurs aéronautiques, lesquels comprennent typiquement au moins une rangée rotorique amont dont les pales impactent les pales d'une rangée statorique aval.
- [0007] En effet, le bruit généré par les rangées annulaires de pales non carénées se propage en champ libre. Une cause principale du bruit émis est liée à des structures tourbillonnaires générées dans l'écoulement d'air au niveau des extrémités radialement externes libres des pales de la rangée rotorique. Ces tourbillons de bout de pale peuvent interagir avec les pales de la rangée statorique aval.
- [0008] L'un des défis de ces architectures est la certification des niveaux sonores lors des opérations de décollage et d'atterrissage. Les niveaux sonores émis par les avions sont

soumis à des réglementations de plus en plus strictes.

[0009] Les principales sources de bruit sur les turbomachines non-carénées sont listées ci-après :

- bruit d'interaction du tourbillon généré en bout des pales et du sillage de rotor, si celui-ci est suivi en aval d'un stator, le rotor amont interagissant avec le bord d'attaque des pales du stator aval. Cette source de bruit contribue à l'augmentation du :

- bruit à large bande, car le taux de turbulence sur le sillage est souvent très élevé en extrémité de pale,

- bruit tonal, lié au caractère périodique du sillage du rotor amont et du tourbillon lors des rotations de pales de rotor,

- bruit propre des pales lié à la charge stationnaire des pales (source de bruit tonal sur un rotor) et au développement de la couche limite sur les pales (rotor ou stator) ; ainsi, la source de bruit à large bande est générée lors du passage de la couche limite turbulente au niveau du bord de fuite des pales ; l'augmentation de la corde des pales sur les turbomachines non-carénées augmente la surface sur laquelle se développe la couche limite.

[0010] Il convient de noter que l'absence de nacelle sur les turbomachines non-carénées implique une réduction importante des surfaces avec des traitements acoustiques (résonateurs type nid d'abeille, matériaux absorbants, notamment matériaux poreux, ...), et donc des moyens permettant la réduction de bruit.

[0011] Par ailleurs, lorsqu'un rotor est soumis à un écoulement amont non uniforme et non parallèle à l'axe moteur - axe longitudinal précité - (vol en incidence, avec vent de travers ou effets d'installation), il apparaît des forces et des moments dans le plan hélice appelés efforts 1P.

[0012] En incidence, un rotor amont suivi d'un stator aval ne fournit pas uniquement un effort de traction dans l'axe horizontal d'avancement de l'avion (il ne s'agit pas nécessairement de l'axe longitudinal (axe du moteur/ du propulseur aéronautique) ; il s'agit de la direction d'avancement horizontale). Par exemple, lorsque le propulseur aéronautique est installé sous une aile, et/ou que le propulseur peut être orienté avec une certaine incidence par rapport à l'écoulement amont, une pale descendante du rotor voit une augmentation d'incidence et est donc soumise à des efforts accrus contrairement à une pale montante sur laquelle s'exercent des efforts réduits. Par conséquent, sur un tour moteur, une même pale de rotor est soumise à des efforts variables qui dépendent de sa position azimutale autour de l'axe longitudinal.

[0013] Des pales de stator situées en aval auront donc aussi une charge variable selon leur position azimutale. En vis-à-vis axial des pales du rotor amont, si à la position d'une pale considérée du stator l'incidence vue par la pale est plus ou moins importante, les pales descendantes de stator seront moins chargées et auront moins de giration à

redresser, tandis que les pales montantes seront plus chargées et auront plus de giration à redresser.

- [0014] Il est aussi à noter que l'(angle d')incidence amont α (incidence avion) n'est pas totalement filtrée par le rotor amont. En plus de la variation des efforts 1P, les pales de stator vont être soumises à des incidences différentes, dues à l'incidence de l'avion et la présence souvent d'un couple pylône (ou équivalent)/voilure, en fonction de leur position azimutale.
- [0015] Les pales de stator situées sur la partie supérieure du moteur (zone 12H) seront en sur-incidence, donc plus chargées ; Les pales de stator situées sur la partie inférieure du moteur (zone 6H) seront en sous-incidence, donc moins chargées.
- [0016] Comme conventionnellement, les positions 3H, 6H, 9H, 12H sont considérées comme sur une horloge et orientées dans le sens des aiguilles d'une montre, vu de face, depuis l'amont/l'avant sur le propulseur ou l'aéronef considéré.
- [0017] Or, différentes solutions de l'art antérieur ne sont souvent relativement adaptées que dans une configuration isolée du propulseur aéronautique et à incidence nulle. En effet, la présence d'éléments environnants (mât, voilure, fuselage, etc.), une incidence non nulle du flux d'air perçu par le propulseur et la forme des pales de la rangée rotorique peuvent modifier, d'une part, la contraction et l'axisymétrie autour de l'axe longitudinal X du tube de courant de l'écoulement d'air en aval de la rangée rotorique, et/ou d'autre part, la taille des tourbillons présents dans l'écoulement d'air en aval de la rangée rotorique de sorte que la troncature des pales de la rangée statorique aval définie à partir d'une configuration isolée et à incidence nulle ne prévient plus de l'interaction entre les pales de la rangée statorique aval et les tourbillons formés par les pales de la rangée rotorique située en amont.
- [0018] La présente description vise à proposer une solution à ces inconvénients.

Résumé

- [0019] A ce stade, il est d'emblée précisé que, même si l'art antérieur qui précède est donc relatif à une turbomachine, la solution de l'invention s'applique à tout propulseur aéronautique non caréné et/ou de type « Open Rotor », dès lors qu'une partie de la problématique précitée n'est pas nécessairement spécifique au type de propulseur aéronautique précité.
- [0020] Dans ce cadre, il est donc ici, et de façon générale, proposé un propulseur aéronautique ayant un axe longitudinal (X) et comprenant un carter et, espacées l'une de l'autre suivant ledit axe longitudinal (X), une rangée rotorique amont de pales rotoriques, non carénées, et une rangée statorique aval de pales statoriques, non carénées et s'étendant autour du carter, deux pales adjacentes de ladite rangée statorique aval de pales statoriques présentant entre elles, autour de l'axe longitudinal (X, ou axe de stator), un espacement azimutal ($\Delta\theta$, $\Delta\theta_i$) défini par l'angle entre des axes respectifs :

-- soit d'adaptation d'un angle de calage desdites deux pales adjacentes, lorsque ces axes sont projetés dans un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal (X) et si lesdites deux pales adjacentes sont à angle de calage variable,

-- soit radiaux à l'axe longitudinal (X) et/ou passant par les extrémités radialement internes ou les extrémités radialement externes desdites deux pales adjacentes, ou par leurs centres de gravité, respectivement, si lesdites deux pales adjacentes sont à angle de calage fixe,

-- soit, pour l'un desdits axes respectifs, d'adaptation d'un angle de calage de l'une desdites deux pales adjacentes, lorsque la pale est à angle de calage variable, et, l'autre, radial à l'axe longitudinal (X) et/ou passant par l'extrémité radialement interne ou par l'extrémité radialement externe ou par le centre de gravité de ladite pale adjacente, lorsque celle-ci est à angle de calage fixe et

autour de l'axe longitudinal (X), on définit une position angulaire à 12H comme positionnée verticalement vers le haut par rapport à l'axe longitudinal (X) et une position angulaire à 6H comme positionnée verticalement vers le bas par rapport à l'axe longitudinal (X),

l'ensemble étant **caractérisé en ce que** certaines au moins desdites pales de ladite rangée statorique aval de pales statoriques présentent une répartition hétérogène autour de l'axe longitudinal (X), de telle sorte qu'il existe au moins deux dites pales adjacentes de ladite rangée statorique aval de pales statoriques qui présentent entre elles un dit espacement azimutal $\Delta\theta$ ou $\Delta\theta_i$, tel que $\Delta\theta_i \neq 360^\circ/V$; $\Delta\theta_i \geq (360^\circ/V) + 1^\circ$ ou $\Delta\theta_i \leq (360^\circ/V) - 1^\circ$, avec V qui définit le nombre de pales sur ladite rangée statorique aval de pales statoriques ; et/ou qu'il y a au moins deux espacements azimutaux entre les pales statoriques de la rangée statorique aval tels que $\Delta\theta_i$ et $\Delta\theta_j$ sont distincts lorsque $i \neq j$ avec, $i, j \leq V$ et $i, j = 1, 2, \dots$.

[0021] De préférence, on choisira même $\Delta\theta_i \geq (360^\circ/V) + 3^\circ$ ou $\Delta\theta_i \leq (360^\circ/V) - 3^\circ$, ou encore de préférence $\Delta\theta_i \geq (360^\circ/V) + 5^\circ$ ou $\Delta\theta_i \leq (360^\circ/V) - 5^\circ$, afin d'optimiser les effets attendus ; ces valeurs ayant été constatées comme particulièrement pertinentes, eu égard aux effets précités recherchés, alors que l'on pouvait s'attendre à des valeurs différentes.

[0022] $\Delta\theta_i$ et $\Delta\theta_j$ définissent respectivement deux espacements azimutaux distincts entre deux aubes adjacentes quelconques. I et j sont des indices (nombres entiers naturels : $i, j = 1, 2, \dots$) distincts lorsque $i \neq j$ et inférieurs ou égaux a nombre de pales statoriques ($i, j \leq V$), V définissant le nombre de pales sur la rangée statorique aval de pales statoriques. Autrement dit : i et j sont différents et peuvent prendre une valeur (quelconque) de nombre entier parmi 1, 2, 3, ... et (au maximum) V.

[0023] Encore autrement dit : certains au moins des espacements azimutaux des pales du stator sont différents entre eux.

- [0024] Hétérogène, non homogène, irrégulière et non uniforme sont ici des synonymes concernant cette répartition azimutale, autour donc de l'axe longitudinal X (hétérogène = qui varie, qui n'est pas unique partout). Conventionnellement, l'angle de calage d'une pale peut être l'angle formé par la corde de l'un des profils et un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal, X, par exemple, le plan de rotation de la pale. La pale étant vrillée, par convention on dit que le calage est celui du profil se situant à 70% du rayon maximum.
- [0025] Une telle configuration permet de prendre en compte des contraintes tant aérodynamiques, qu'acoustiques et/ou d'intégration, ne serait-ce qu'en termes de compromis entre elles. En outre, cette configuration est avantageuse d'un point de vue spécifiquement acoustique pour décorréliser les sources de bruit émises par le stator ou modifier la directivité du son qui est rayonné par les pales de stator, c'est-à-dire, les zones où le rayonnement acoustique est maximal.
- [0026] Par ailleurs, l'augmentation de pales de stator aux positions azimutales proches du pylône (mât ou berceau) et/ou de la voilure ou du fuselage peut être bénéfique pour réduire l'effet potentiel (remontée de pression) de cet ensemble vers le rotor amont ; augmenter localement (de façon relative) le nombre de pales de stator peut donc aider à « filtrer » ou diminuer la remontée, vers le rotor amont, de pression liée à la présence d'un mât, pylône ou berceau, ou d'une voilure (ensemble des surfaces portantes d'un aéronef) ou du fuselage.
- [0027] D'un point de vue acoustique, la répartition hétérogène de pales de stator dans la direction azimutale (c'est-à-dire circonférentiellement, autour de l'axe autour duquel les pales de ladite rangée statorique aval sont disposées ; axe longitudinal X dans l'exemple), permet de modifier la directivité du bruit d'interaction généré lors de l'interaction du sillage du rotor amont avec le stator aval.
- [0028] Cela permet de définir des plages angulaires autour de l'axe principal du propulseur aéronautique sur lesquels on va réduire le nombre de pales de stator pour réduire le bruit émis vers le sol (« community noise ») et/ou vers la cabine de passager (« cabin noise »).
- [0029] D'un point de vue aérodynamique, la répartition hétérogène de pales de stator permet de mieux répartir la charge aérodynamique des stators lors des phases de vol en incidence (par exemple, l'angle d'attaque est élevé au décollage et/ou à l'atterrissage), et de l'hétérogénéité de charge des pales stator liée aux efforts 1P (efforts sur la pale de l'hélice dans une direction perpendiculaire à l'axe moteur, ce qui modifie l'écoulement à l'aval du rotor amont en fonction de sa position azimutale).
- [0030] D'un point de vue intégration, la répartition hétérogène de pales de stator permet de contourner les servitudes sous le carter ou le moyeu, de réduire la remontée de pression de la voilure/surface portante à l'aval des pales de stator et/ou d'éviter l'interaction des

sillages du stator avec la voilure, ainsi que de s'adapter à l'intégration du pylône si nécessaire. A noter qu'il est connu qu'un pylône soit situé à l'amont des pales de rotor/stator (configuration dite « pusher »/pousseur), à la différence d'une configuration privilégiée type « puller »/tireur avec le pylône, et/ou une rangée de pales statoriques, à l'aval ou au niveau des pales de stator, pour une architecture type USF. D'un point de vue acoustique, un avantage d'une configuration type « puller » est d'éviter l'impact du sillage du pylône, mât ou berceau avec l'ensemble de pales du rotor. D'un point de vue aérodynamique, un avantage d'une configuration type « puller » est de ne pas introduire une distorsion ou hétérogénéité dans l'écoulement d'air à l'amont du rotor, ce qui peut dégrader sa performance et augmenter les phénomènes de réponse vibratoire sur les pales du rotor. Une configuration puller permet par ailleurs d'installer le moteur sous aile, ce qui est un avantage pour l'avionneur, pour le centre de gravité de l'avion.

[0031] Ainsi, la solution ci-avant présente par ailleurs l'avantage d'être particulièrement adaptée à un propulseur aéronautique de type USF. Dans ce cadre, bien qu'un USF type « puller » puisse être privilégié, on peut envisager un USF type « pusher ».

[0032] Dans le présent document et dans US 9242721, les problème et effets techniques associés sont différents. Le problème identifié dans US 9242721 est la formation de chocs en pied des pales de rotor lorsque le nombre de pales de rotor amont augmente. Les chocs créent des pertes aérodynamiques et la diminution du nombre de pales de rotor augmente le bruit, car les pales sont plus chargées. Pour résoudre ce problème pour une architecture à rotors contrarotatifs (type CROR), US 9242721 propose une roue supplémentaire de pales de stator à l'amont du rotor. Le but de cette roue de stator (effet technique) est d'éviter la formation de chocs en pied de pale (pour améliorer le rendement/l'aérodynamisme) et de pouvoir augmenter le nombre de pales de rotor (pour diminuer le bruit).

[0033] Au contraire, dans la présente solution, on pourra privilégier que le propulseur, de type USF, comprenne une seule rangée annulaire de pales rotoriques non carénées, laquelle est ladite rangée amont de pales rotoriques précitée, évitant ainsi poids, complications techniques d'intégration et interactions aérodynamiques entre les rotors contrarotatifs.

[0034] Le terme « non carénée » utilisé en référence à la rangée rotorique amont et à la rangée statorique aval indique que les pales de la rangée rotorique amont et les pales de la rangée statorique aval ne sont pas entourées par une nacelle (autrement dit les pales statoriques présentent une extrémité libre radialement externe), contrairement aux propulseurs aéronautiques classiques dans lesquelles la soufflante est carénée à l'intérieur d'une nacelle.

[0035] Compte tenu des propos ci-avant, c'est donc autour d'un moyeu que s'étendra la rangée amont rotorique, non carénée, et autour d'un carter (fixe), situé en aval, que

s'étendra la rangée statorique, également non carénée.

- [0036] Les pales de la rangée rotorique amont et/ou de la rangée statorique aval peuvent être à calage variable ; toutes ou seulement certaines.
- [0037] Tous les espacements azimutaux entre deux pales adjacentes de la série de pales de ladite rangée aval de pales statoriques pourront être différents les uns des autres.
- [0038] Cela peut être avantageux d'un point de vue acoustique pour décorrélérer les sources de bruit émises par le stator ou modifier la directivité du son, c'est-à-dire, les zones où le rayonnement acoustique est maximal.
- [0039] Une situation pertinente pourra aussi se présenter si toutes les pales de la rangée statorique aval ont une répartition homogène autour de l'axe longitudinal (X), sauf à l'endroit d'un seul secteur angulaire. Cette « répartition homogène » pourra être telle que : $\Delta\theta \leq 360^\circ/V$, pour tout espacement azimutal entre deux pales, (circonférentiellement) adjacentes/successives, concernées. Le secteur angulaire précité sera favorablement limité entre 15° et 75° , ou de préférence entre 25° et 60° . Ainsi, on pourra limiter le bruit émis par les pales de stator en liaison avec une réalisation moins complexe que dans d'autres situations « hétérogènes », tout en conservant un nombre de pales de rotor et/ou de stator optimisé.
- [0040] Ainsi, on pourra tenir compte de la présence d'une proéminence ou d'un moyeu non-axisymétrique autour de l'axe longitudinal X s'étendant entre deux pales de ladite rangée annulaire aval de pales statoriques, ou de façon axialement adjacente à ces deux pales. En présence d'un pylône, d'un berceau ou d'un mât de fixation du propulseur à l'aéronef, il sera possible d'avoir un espacement azimutal augmenté entre les deux pales de stator d'un côté et de l'autre de la proéminence, par exemple du pylône.
- [0041] Ceci sera en particulier valable pour un nombre de pales statoriques V d'intérêt variant entre 8 et 14.
- [0042] Dans le contexte favorable ci-avant, le nombre de pales de la rangée statorique aval de pales statoriques sera utilement supérieur ou égal à 5, pour cette recherche de limitation du bruit émis par les pales de stator et/ou d'efficacité : facilité de réalisation/maintenance/effet dynamique sur l'écoulement.
- [0043] L'augmentation d'espacement permettra si nécessaire d'assurer sous le moyeu, typiquement dans la nacelle située alors à l'aval, l'intégration du système d'accrochage du propulseur aéronautique, et/ou du système de (changement de) calage des pales, et/ou le passage de conduits de servitudes (huile, air, ...).
- [0044] On pourra par ailleurs trouver avantage à ce que, sur l'une au moins des rangées rotorique amont de pales rotoriques et rangée statorique aval de pales statoriques, il existe un rapport C/E entre la corde, C, et l'espacement azimutal E entre deux pales consécutives, autour de l'axe longitudinal (X) tel que C/E est inférieur à 3 sur l'ensemble de l'envergure.

- [0045] Et même encore plus avantageusement, le rapport C/E pourra être inférieur à 1 aux extrémités radialement externes de deux pales de la même rangée (amont et/ou aval) consécutives, ou adjacentes, circonférentiellement ou azimutalement.
- [0046] Ce critère sera utilement respecté pour un nombre de pales stators (entre 8 et 14) que l'on pourra choisir de privilégier. Un avantage à une solidité (rapport C/E) faible (C/E de préférence inférieur à 1 en tête) est de réduire les interactions d'aube à aube. D'un point de vue aérodynamique, si C/E est grand (supérieur à 3 ou 4), le canal ou section de passage de l'écoulement entre les pales est réduit. Cela augmente la vitesse de l'écoulement entre les pales, ce qui peut produire la génération d'ondes de chocs (entre les pales) et donc des pertes de rendement à certains points de fonctionnement. D'un point d'acoustique, plus la solidité (C/E) est faible plus on réduit la corrélation des sources de bruit entre les pales.
- [0047] Il est rappelé que, conventionnellement, E est la longueur (unités en mètres) de l'arc de circonférence entre les axes (tels que 180a/180b ci-après) de deux pales statoriques adjacentes. Elle peut être reliée à $\Delta\theta$ par l'équation : $E=r*\Delta\theta$ lorsque $\Delta\theta$ est mesuré en radians et r correspond à la position radiale autour de l'axe longitudinal (X).
- [0048] On pourra par ailleurs prévoir que la rangée rotorique amont de pales rotoriques et la rangée statorique aval de pales statoriques présentent des nombres de pales différents.
- [0049] Dans l'art antérieur, un inconvénient est lié à l'ajout de stators à l'amont des pales de rotor. En effet, cela risque de créer de nouvelles sources de bruit, telles que l'interaction des sillages du stator amont avec les pales du rotor aval. Ainsi, la réduction de bruit à laquelle on pourrait s'attendre en augmentant le nombre de pales de l'hélice amont peut être (au moins partiellement) masquée par les nouvelles sources de bruit.
- [0050] Au contraire, dans la présente solution, on pourra privilégier que le nombre de pales du rotor amont soit effectivement supérieur au nombre de pales du stator aval, limitant ainsi les sources de bruit parasites ou supplémentaires.
- [0051] Ainsi, par exemple, dans le cas où les pales rotoriques et les pales statoriques sont distribuées de manière homogène dans la direction azimutale, utiliser la solution de l'invention avec douze dites pales à la rangée rotorique amont de pales rotoriques et huit dites pales à la rangée statorique aval de pales statoriques génèrerait quatre sillages de rotor pouvant interagir simultanément avec quatre pales de stator, ce qui pourrait augmenter le bruit émis par le propulseur aéronautique. Mais, avec une distribution azimutale de pales statoriques hétérogène, on peut éviter cette problématique, tout en conservant donc le nombre de pales de rotor et de stator optimisé précité.
- [0052] Cela est un exemple qui illustre l'intérêt d'une distribution azimutale de stators hétérogène, mais ce ne sera pas nécessairement le cas à privilégier. Les nombres de pales à privilégier pourront en effet être plutôt (rotor-stator) : 12-10 ou 14-12 ou encore

14-11.

- [0053] Au moins pour une uniformisation/limitation des sillages et une limitation du bruit, il est aussi proposé qu'il y ait au moins 2 familles de pales statoriques dans la rangée de pales statoriques, de préférence au moins 3 familles de pales statoriques, et dans lequel chaque famille de pales statoriques comprenne une ou plusieurs pales statoriques ayant les mêmes caractéristiques géométriques (comprenant au moins la corde (C), l'épaisseur (e), la hauteur (telle que L2 ou L21 ci-après) d'une pale statorique) dans laquelle au moins une desdites caractéristiques géométriques (au moins corde, épaisseur, hauteur) est différente des mêmes caractéristiques géométriques (corde, épaisseur, hauteur) des pales statoriques d'une autre famille de pales statoriques
- [0054] Prévoir par ailleurs :
- que $\max\{\Delta\theta_i\} - \min\{\Delta\theta_j\} \leq 120^\circ$, de préférence $\leq 75^\circ$, ou encore de préférence $\leq 50^\circ$, pour $i, j = 1, 2, \dots$ lorsque $i \neq j$ avec $i, j \leq V$ et $V \geq 5$ (V : nombre de pales sur ladite rangée aval de pales statoriques), et/ou
 - que $\|\Delta\theta_i - \Delta\theta_{\text{adjacent}}\| \leq 120^\circ$, de préférence $\leq 75^\circ$, ou encore de préférence $\leq 50^\circ$ avec $V \geq 5$,
- permettrait d'éviter qu'un secteur angulaire trop importante soit complètement dépourvue de pales de stators, ce qui pourrait réduire le redressement de l'écoulement à l'aval du rotor amont, donc générer :
- un problème aérodynamique lié à une perte de poussée et/ou de rendement, et/ou
 - des problèmes de répartition et/ou d'équilibrage du poids autour de l'axe longitudinal X et quant à l'intégration précitée.
- [0055] Un intérêt à l'optimisation évoquée des valeurs d'angle est de s'assurer qu'il n'y a pas plus d'espacements azimutaux différents que de pales de stator (physiquement impossible), tel qu'on les a définis.
- [0056] $\Delta\theta_i$ et $\Delta\theta_{\text{adjacent}}$ sont deux secteurs angulaires ou espacements azimutaux ($\Delta\theta$, $\Delta\theta_i$, $\Delta\theta_j$) adjacents entre eux dans la direction circonférentielle, c'est-à-dire ayant un axe de stator (axe autour duquel sont circonférentiellement disposées les pales du stator 16) commun.
- [0057] L'axe de stator (axe autour duquel sont disposés radialement les pales de stator) peut bien sûr être l'axe longitudinal X, en général.
- [0058] Prévoir par ailleurs que le nombre d'espacements azimutaux différents ($\Delta\theta$, $\Delta\theta_i$, $\Delta\theta_j$), sur l'ensemble des pales de ladite rangée aval de pales statoriques, soit compris entre 2 et 6 permettrait de mieux adapter la géométrie de la pale aux propriétés locales de l'écoulement (sous incidence) et/ou de mieux répartir le poids de la grille d'aubes (ou pales, les deux termes sont confondus) autour de l'axe longitudinal (X) du propulseur.
- [0059] Concernant l'aspect « incidence », il est noté que l'incidence avion (angle α ci-après) peut être défini comme l'angle entre l'axe longitudinal du fuselage (axe X1 ci-après) et

la direction de l'écoulement à l'amont du fuselage (ou la direction d'avancement de l'aéronef). Il peut avoir un angle (angle β ci-après) différent de zéro degré entre l'axe longitudinal X du propulseur et l'axe longitudinal X1 du fuselage - repère 33 ci-après - ou de l'aéronef, lorsque ces axes sont projetés dans un plan vertical passant par les positions 12H et/ou 6H et contenant l'axe longitudinal X du propulseur (l'angle β est parfois appelé « tilt angle » ou « cant angle » en anglais). Il s'agit du plan à prendre en compte sur la figure 2 ci-après mentionnée, où l'angle β est représenté (ici, de façon non exclusive/limitative, dans une situation de montage du propulseur sous une aile - repère 31 ci-après - de l'aéronef concerné).

[0060] L'axe longitudinal du fuselage (ou de l'aéronef, axe X1 ci-après) peut être défini comme l'axe de roulis de l'aéronef, qui peut correspondre :

- à un axe allant du nez (à l'amont ; repère 33a ci-après) à la queue (à l'aval) du fuselage, ou en alternative

- à l'axe qui passe par la position la plus à l'amont et la plus à l'aval du fuselage, en vol de croisière.

Ces axes X et X1 peuvent ne pas être parallèles ($\beta \neq 0^\circ$). Par exemple, cela peut être utile pour réduire l'incidence et donc les efforts 1P qui sont perçus par les pales rotoriques lors des phases de décollage. Afin de minimiser ces effets pénalisants pour l'aérodynamique et la tenue mécanique des pales, (la valeur absolue de) l'angle $\|\beta\|$ peut varier entre $0,5^\circ$ et 30° , de préférence entre 2° et 20° , ou encore de préférence entre 3° et 10° .

[0061] L'aspect « valeur absolue » de) l'angle ($\|\beta\|$) est important car l'inclinaison :

- devrait typiquement être vers le bas en cas d'installation du propulseur sous une aile de l'aéronef, mais
- pourrait être vers le haut, en cas d'installation vers l'arrière du fuselage, ceci pour limiter les effets d'incidence en phase de décollage et/ou atterrissage.

[0062] A ce sujet, il pourra d'ailleurs être pertinent que l'invention puisse s'appliquer à un aéronef (qui présentera un axe longitudinal (X1) et comprendra un propulseur aéronautique comme défini dans le présent texte, avec tout ou partie des caractéristiques évoquées, un fuselage et une aile à laquelle ou auquel sera fixé le propulseur), cet aéronef étant utilement tel :

- que (la valeur absolue $\|\beta\|$ de) l'angle β entre l'axe longitudinal (X) du propulseur aéronautique et l'axe longitudinal de l'aéronef (X1) varierait entre $0,5^\circ$ et 30° , de préférence entre 2° et 20° , ou encore de préférence entre 3° et 10° , et/ou

- que l'on aurait : $d1 \neq d2$, et, $d1$ ou $d2$ inférieurs à $0,75 * D$, de préférence inférieurs à $0,5 * D$ ou encore de préférence inférieurs à $0,3 * D$.

[0063] L'intérêt sur l'angle β est comme ci-avant sur une efficacité accrue en phase de décollage et/ou atterrissage et/ou d'installation vers l'arrière du fuselage ; L'intérêt lié

à d1 ou d2 est de couvrir des cas de fixation du propulseur aéronautique à (notamment sous) une aile ou, plus généralement encore à notamment (sous) toute voilure, de l'aéronef concerné.

[0064] Il sera noté que, pour un propulseur conforme à l'invention, fixé devant la voilure d'un aéronef vu de face/de l'avant :

- d1 peut être défini comme la distance axiale (selon l'axe longitudinal X) entre le bord de fuite (BF) de la pale statorique au niveau de l'extrémité libre (repère 25 ci-après) et le bord d'attaque (BA) de la voilure (ou aile), et cela pour la pale statorique la plus proche (azimutalement) du bord d'attaque de la voilure (ou aile) et contenue dans le secteur angulaire compris entre 12H et 6H en passant par 9H (par exemple, dans la [Fig.10] mentionnée ci-après, d1 est mesuré par rapport à la pale entourée repérée d1), et

- d2 peut être défini comme la distance axiale (selon l'axe longitudinal X) entre le bord de fuite de la pale statorique au niveau de l'extrémité libre et le bord d'attaque de la voilure (ou aile), et cela pour la pale statorique la plus proche (azimutalement) au bord d'attaque de la voilure et contenue dans le secteur angulaire compris entre 12H et 6H en passant par 3H (par exemple, dans la même [Fig.10], d2 est mesuré par rapport à la pale entourée repérée d2).

[0065] Autrement dit :

- d1 peut alors concerner la pale statorique la plus radialement intérieure (située comme prémentionné : typiquement aux alentours de 9H, pour un propulseur disposé sous l'aile droite de l'aéronef ou aux alentours de 3H, pour un propulseur disposé sous l'aile gauche), et

- d2 peut alors concerner la pale de stator la plus radialement extérieure (située comme prémentionné : typiquement aux alentours de 3H pour un propulseur disposé sous l'aile droite, ou aux alentours de 9H, pour un propulseur disposé sous l'aile gauche).

[0066] Pour par ailleurs répondre à des cas de charges inappropriée de pales (voir ci-avant), il pourra être pertinent que l'invention puisse s'appliquer audit aéronef qui aurait alors comme spécificité que la valeur absolue dudit angle β ($\|\beta\|$) varierait entre 0.5° et 30° , de préférence entre 2° et 20° , ou encore de préférence entre 3° et 10° .

[0067] Prévoir par ailleurs que le rapport entre :

- la distance (S), suivant l'axe longitudinal (X), entre les deux plans médians, perpendiculaires à l'axe longitudinal, respectivement de la rangée rotorique amont de pales rotoriques et de la rangée statorique aval de pales statoriques, et

- le diamètre maximum du propulseur aéronautique (D), en extrémités radialement externes des pales de la rangée rotorique amont de pales rotoriques ou de la rangée statorique aval de pales statoriques,

(autrement dit que l'espacement (S) entre l'axe d'adaptation de l'angle de calage - ou l'axe où sont situés les centres de gravité desdites pales - des deux rangées amont/aval et le diamètre moteur (D), donc S/D) soit compris entre 0.01 et 0.8, et même de préférence entre 0.15 et 0.35, permettrait de limiter certaines interférences de sillages critiques entre les deux rangées de pales et donc de réduire le bruit tout en limitant la longueur axiale du propulseur aéronautique.

[0068] Si l'on souhaite réduire le bruit au sol, il convient de réduire le nombre de pales de stator pouvant rayonner vers le sol, ainsi le ou les espacement(s) azimutal(ux) ($\Delta\theta$, $\Delta\theta_i$, $\Delta\theta_j$) le(s) plus grands(s) angulairement sera(seront) alors situé(s) entre les pales disposées entre les positions angulaires entre 8H et 4H (dans le cas d'une configuration pusher avec pylône à 3H ou 9H, il peut y avoir des pales de stator 16 entre 10H et 2H), en particulier ou de préférence à 2H et 4H et/ou à 8H et 10H.

[0069] Si l'on souhaite favoriser un équilibre du poids du propulseur et éviter un moment résiduel sur l'axe longitudinal X lié à la distribution hétérogène des stators, on privilégiera :

- autour de l'axe longitudinal (X) et vue de l'amont, une répartition des pales de la rangée aval de pales statoriques situées entre 2H et 4H et celle entre 8H et 10H qui sera symétrique par rapport à un axe de symétrie passant par l'axe longitudinal (X) et par 12H et 6H, et

- que lesdites pales statoriques de la rangée aval soient positionnés à des positions symétriques (θ et $-\theta$) par rapport à l'axe passant par l'axe longitudinal (X) et par 12H et 6H présentent des épaisseurs et des hauteurs de pales identiques.

[0070] Il est rappelé que :

- une épaisseur (de pale) correspond à la longueur ou distance maximale entre l'intrados et l'extrados d'une coupe de cette pale, dans la direction perpendiculaire à une ligne droite qui relie le bord d'attaque avec le bord de fuite de la coupe,

- une hauteur (de pale) est mesurée entre une extrémité radialement interne 23 (au niveau du moyeu ou de la nacelle) et une extrémité radialement externe 25 (extrémité libre) de la pale considérée.

[0071] Pour s'assurer qu'il n'y a qu'un seul sillage de pale de rotor qui interagit avec une pale du stator à la fois, et donc diminuer les sources de bruit, on cherchera à ce que l'espacement azimutal entre les axes d'adaptation de l'angle de calage des pales respectivement de la rangée amont rotorique et de la rangée aval statorique soit défini par : $\|\theta_{r,n} - \theta_{s,m}\| > 1^\circ$ ou de préférence $\geq 2^\circ$,

où $\theta_{r,n}$ et $\theta_{s,m}$ correspondent à la position angulaire de l'axe d'adaptation de l'angle de calage de l'n-ième pale de la rangée amont de pales rotoriques et la m-ième pale de la rangée annulaire aval de pales statoriques, respectivement à un instant où les axes de changement de calage d'une pale de la rangée amont de pales rotoriques et d'une pale

de la rangée aval de pales statoriques sont alignés, lorsqu'ils sont projetés sur un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal (X), n étant un entier naturel variant entre 1 et B, B étant le nombre de pales de la rangée amont de pales rotoriques et m un entier naturel variant entre 1 et V. Plus généralement, il s'agira de l'axe tel que défini par « axe de stator », pour une pale de stator à calage fixe ou variable.

- [0072] En liaison avec cet effet de sillage unique, certaines au moins desdites pales de ladite rangée amont de pales rotoriques et/ou de la rangée aval de pales statoriques pourront utilement présenter entre elles des variations de corde (C) et d'épaisseur (e).
- [0073] Et, certaines au moins des pales de ladite rangée amont de pales rotoriques pourraient aussi présenter une répartition hétérogène autour de l'axe longitudinal (X).
- [0074] Outre un propulseur aéronautique comme précité, est aussi concerné par la présente description un aéronef présentant un axe longitudinal d'aéronef (X1), l'aéronef comprenant au moins un dit propulseur aéronautique et une structure à laquelle est fixée le propulseur aéronautique.
- [0075] Dans ce cas, la structure de l'aéronef comprendra typiquement un fuselage, et le secteur angulaire autour de l'axe longitudinal (X) où le nombre de pales de la rangée annulaire aval de pales statoriques est le plus grand pourra être situé dans la partie supérieure et/ou vers le fuselage.
- [0076] Ainsi, on limitera les émissions sonores vers le sol et protégera les populations au voisinage des aéroports. Le bruit des pales situées vers le haut et/ou vers l'intérieur pourrait avoir un rayonnement vers le sol réduit du fait de leur position azimutale et des éventuels effets d'écran produits par la voilure (si situé sous/sur l'aile), le fuselage et le mât, pylône ou berceau de fixation du propulseur à l'aéronef.
- [0077] Si l'on souhaite, de façon différente, minimiser le bruit rayonné vers la cabine de passagers et l'interaction acoustique avec le fuselage, alors on privilégiera que le secteur angulaire autour de l'axe longitudinal (X) où le nombre de pales de la rangée aval de pales statoriques est le plus grand soit situé dans la partie supérieure et/ou dans une zone de la rangée aval de pales statoriques la plus éloignée du fuselage.
- [0078] Par ailleurs, l'augmentation du nombre de pales de stator aux positions azimutales proches du mât, pylône ou berceau de fixation et de la voilure (si elle est immédiatement proche) peut être également intéressant pour réduire l'effet potentiel (remontée de pression) vers le rotor amont. On choisira alors favorablement que le secteur angulaire autour de l'axe longitudinal (X) où le nombre de pales de la rangée aval de pales statoriques est plus grand soit situé là où la distance, parallèlement à l'axe longitudinal (X), entre le bord de fuite des pales de la rangée aval de pales statoriques et le bord d'attaque de la voilure soit la plus faible.
- [0079] Autre considération possible : que les stators en vis-à-vis des pales de rotor amont montantes soient plus chargés et aient plus de giration à redresser. Pour cela, on

conseille que le secteur angulaire autour de l'axe longitudinal (X) où le nombre de pales de la rangée aval de pales statoriques est plus grand soit situé d'un côté du propulseur où les pales concernées de la rangée amont de pales rotoriques sont prévues pour être ascendantes, compte tenu du sens de rotation défini pour la rangée amont de pales rotoriques.

- [0080] Cette l'augmentation du nombre de pales de ce côté permettra de mieux répartir la charge des stators, ce qui qui être également intéressant pour réduire le bruit.
- [0081] Chaque pale de la rangée rotorique amont peut s'étendre selon une direction radiale depuis le moyeu de sorte à définir une dimension radiale (ou hauteur de pale) entre ledit moyeu et une extrémité radialement externe de la pale considérée, la dimension individuelle (possiblement de chacune) des pales de la rangée rotorique amont étant supérieure à la dimension radiale de chaque pale de la rangée statorique aval considérée entre ledit carter et une extrémité radialement externe de la pale considérée. Autrement dit, les pales de la rangée statorique aval peuvent être tronquées au niveau de leur extrémité libre par rapport aux pales de la rangée annulaire amont. On limite ainsi l'impact des tourbillons formés au niveau de l'extrémité radialement externe des pales de la rangée rotorique amont sur les pales de la rangée statorique aval. On entend par « pale tronquée » que la pale présente une dimension radiale réduite et/ou une extrémité (ou surface d'extrémité) radialement externe réduite. Alternativement, il peut être prévu qu'au moins une pale de la rangée amont présente une dimension radiale supérieure à celle d'au moins une pale de la rangée aval. Alternativement encore, il peut être prévu qu'au moins une pale de la rangée rotorique amont présente une dimension radiale supérieure à la dimension radiale individuelle (possiblement de chacune) des pales de la rangée aval.
- [0082] La dimension radiale d'une pale est mesurée entre une extrémité radialement interne de la pale, celle-ci étant située au niveau du (c'est-à-dire la plus proche du) moyeu (respectivement du carter) du propulseur aéronautique, et une extrémité radialement externe de la pale. L'extrémité radialement interne d'une pale peut être, longitudinalement, au niveau d'un bord d'attaque de la pale (par exemple, pour une pale fixe) ou au niveau de l'axe de changement de calage de la pale considérée. L'extrémité radialement interne d'une pale est aussi appelé « pied de pale ».
- [0083] Une position angulaire de chaque pale autour de l'axe longitudinal peut être repérée par la position angulaire autour de l'axe longitudinal de l'extrémité interne de la pale respective. L'extrémité radialement externe de la pale est l'extrémité opposée de l'extrémité radialement interne. L'extrémité radialement externe de la pale peut être l'extrémité libre de la pale. L'extrémité radialement interne et l'extrémité radialement externe individuelle (possiblement de chacune) des pales peuvent être radialement alignées, i.e. au niveau d'une même position longitudinale, ou être longitudinalement

décalées l'une par rapport à l'autre.

- [0084] La rangée statorique aval peut comprendre entre 3 et 25 pales. Le nombre de pales de la rangée rotorique amont peut être différent du nombre de pales de la rangée annulaire aval, et on privilège $B \geq V+1$ ou encore de préférence $B \geq V+2$. Cela permet de minimiser encore le niveau de bruit émis par le propulseur aéronautique.
- [0085] Comme déjà indiqué en référence au rapport C/E, la solidité de la rangée annulaire aval, définie comme le rapport entre la corde, et l'espacement entre deux pales circon-férentiellement consécutives dans la direction circonférentielle, peut être inférieure à 3 sur l'ensemble de la dimension de radiale de chaque pale. En particulier, dans un mode de réalisation privilégié, la solidité est inférieure à 1 au niveau de l'extrémité ra-dialement externe des pales.
- [0086] Le rapport entre la distance dans la direction longitudinale entre un plan médian de chaque rangée annulaire qui est normal à l'axe longitudinal, et le diamètre du propulseur aéronautique peut varier entre 0.01 et 0.8, et même de préférence entre 0.15 et 0.35. Le plan médian normal à l'axe longitudinal respectif de chaque rangée annulaire peut être le plan contenant un axe de changement de calage respectif de chacune des pales de la rangée annulaire correspondante.
- [0087] Ainsi, on limite, voire on évite, des interférences entre les rangées annulaires de pales.
- [0088] La rangée rotorique amont et la rangée statorique aval peuvent être situées au niveau d'une portion d'extrémité amont du propulseur aéronautique dans la direction longi-tudinale ou au niveau d'une portion d'extrémité aval du propulseur aéronautique dans la direction longitudinale.
- [0089] Le propulseur aéronautique peut avoir une configuration dite « puller » (rangée rotorique amont et rangée statorique aval situées au niveau d'une portion d'extrémité amont du propulseur aéronautique) ou une configuration dite « pusher » (rangée rotorique amont et rangée statorique aval situées au niveau d'une portion d'extrémité aval du propulseur aéronautique).
- [0090] Dans la configuration puller, la rangée rotorique amont et la rangée statorique aval peuvent entourer une section de(s) compresseur(s) ou du boîtier de réduction de vitesse (« gearbox » en anglais) du propulseur aéronautique. Dans la configuration pusher, la rangée rotorique amont et la rangée statorique aval peuvent entourer une section de(s) turbine(s) du propulseur aéronautique.
- [0091] Sous un aspect, le propulseur aéronautique pourra comprendre successivement, le long de l'axe longitudinal (X), d'amont vers l'aval :
- au moins un compresseur,
 - au moins une chambre de combustion,
 - au moins une turbine entraînant le(s) compresseur(s), et

- une entrée d'air vers le(s) compresseur(s), l'entrée d'air étant située à l'aval de la rangée rotorique amont de pales rotoriques, et en amont de la rangée statorique aval de pales statoriques, autrement dit, longitudinalement le long du le propulseur, entre les pales rotoriques et les pales statoriques.

[0092] Selon un autre aspect, il est décrit un ensemble propulsif pour un aéronef, comportant un propulseur aéronautique tel que décrit ci-avant et un pylône de fixation du propulseur aéronautique à l'aéronef, le pylône de fixation étant reliée à l'une des pales de la rangée statorique aval de sorte à former un ensemble aérodynamique unique.

[0093] Selon un autre aspect, il est décrit un aéronef comprenant un propulseur aéronautique tel que décrit ci-avant ou un ensemble propulsif tel que décrit ci-avant.

Brève description des dessins

[0094] D'autres caractéristiques, détails et avantages apparaîtront à la lecture de la description détaillée ci-après, et à l'analyse des dessins annexés, sur lesquels toutes les pales sont non carénées, et :

[Fig.1] est une vue schématique partielle en coupe d'une turbomachine utilisable ici, donc à rotor amont et stator aval, dans une configuration « pusher »,

[Fig.2] est une vue schématique d'un propulseur dans une configuration qui peut être « puller », dans une phase qui peut être de décollage, avec donc une incidence avion (angle α) ;

[Fig.3] est une vue schématique partielle en coupe d'une turbomachine utilisable ici, dans une configuration « puller »,

[Fig.4] peut représenter la turbomachine de la [Fig.3] dans le plan de coupe IV-IV (stator) normal à l'axe longitudinal X, avec un exemple d'agencement possible de la rangée annulaire de pales du stator aval,

[Fig.5] est une vue schématique, suivant le même plan de coupe que celui de la [Fig.4], de face (vue de l'amont) illustrant un autre agencement de la rangée annulaire de pales du stator aval ;

[Fig.6] est une vue schématique, suivant encore le même plan de coupe, illustrant un autre agencement de la rangée annulaire de pales du stator aval ;

[Fig.7] est une vue schématique, suivant encore le même plan de coupe, illustrant un autre agencement de la rangée annulaire de pales du stator aval ;

[Fig.8] est une vue schématique, suivant encore le même plan de coupe, illustrant un autre agencement de la rangée annulaire de pales du stator aval ;

[Fig.9] est une vue schématique, suivant encore le même plan de coupe, illustrant un autre agencement de la rangée annulaire de pales du stator aval ;

[Fig.10] est une demi-vue schématique de face (vue de l'amont) de la solution de la [Fig.9], avec une fixation sous aile du propulseur;

[Fig.11] est une demi-vue schématique de dessus de la [Fig.10], avec une configuration de pales du stator qui peut être celle de la [Fig.4] ou 9 ;

[Fig.12] est une vue schématique, suivant encore le même plan de coupe que celui de la [Fig.4], illustrant un autre agencement de la rangée annulaire de pales du stator aval ;

[Fig.13] est une vue schématique, suivant encore le même plan de coupe, illustrant un autre agencement de la rangée annulaire de pales du stator aval ;

[Fig.14] schématise, suivant encore le même plan de coupe, un espacement azimutal souhaité entre les pales du rotor amont et celles du stator aval ;

[Fig.15] est un schéma d'intégration monobloc d'au moins une pale de stator aval dans le système de fixation du propulseur à l'aéronef ;

[Fig.16] schématise une autre solution, avec montage via un berceau de fixation entre le propulseur et une aile de l'aéronef ;

[Fig.17] schématise un aéronef pourvu de deux propulseurs fixés au fuselage via des mâts, chaque propulseur respectant un espacement azimutal hétérogène des pales, sur le stator aval,

[Fig.18] et

[Fig.19] schématisent une pale statorique (pale aval) et une manière de considérer l'angle de calage de cette pale, la [Fig.19] correspondant à la coupe XVIII-XVIII de la [Fig.18], cette dernière et la [Fig.2] figurant des écoulements d'air autour du propulseur (lignes avec flèches multiples) ;

[Fig.20] schématise ce qu'est l'angle, ou « espacement azimutal » $\Delta\theta_i$ ou $\Delta\theta_j$ entre deux pales consécutives de stator, et

[Fig.21] peut compléter la [Fig.2], et schématise un cas d'incidence avion, vue de côté, avec un propulseur dans une configuration qui peut être « puller », dans une phase qui peut être de décollage, avec donc un angle β non nul, dans l'exemple.

Description des modes de réalisation

[0095] A titre d'exemple, un propulseur aéronautique compatible avec ce que propose l'invention pourra être une turbomachine, comme celle des figures 1 à 3.

[0096] Tout propulseur ici visé, comme la turbomachine, 10, comprend un moyeu 12 situé en amont (AM) d'un carter moteur 13. Une rangée rotorique amont 14, annulaire, de pales 18 non carénées est montée sur le moyeu 12 (autour de lui), et une rangée statorique aval 16, annulaire, de pales 18 non carénées est montée sur le carter moteur 13 (autour de lui). Les deux rangées sont espacées l'une de l'autre suivant un axe longitudinal X de la turbomachine 10.

[0097] Le moyeu 12 et le carter moteur 13 pourront être confondus sous le terme nacelle 40, la nacelle 40 étant la structure autour de laquelle sont disposées et s'étendent les pales

18 de rotor 14 et de stator 16. La nacelle 40 est elle-même fixée à l'aéronef que le propulseur aéronautique ici visé doit entraîner.

[0098] Comme on l'aura déjà compris, les qualificatifs d'orientation, tels que « longitudinal », « radial » ou « circonférentiel », sont définis par référence à l'axe longitudinal X du propulseur considéré, comme sur la turbomachine 10. La direction longitudinale correspond ici à la direction d'avance du propulseur ou à l'axe de rotation des pales du rotor amont 14. En particulier, la direction longitudinale peut coïncider avec une direction horizontale, i.e. perpendiculaire au champ de pesanteur. Les qualificatifs relatifs « amont » (AM) et « aval » (AV) sont définis l'un par rapport à l'autre en référence à l'écoulement des gaz dans du propulseur, suivant la direction longitudinale. La position angulaire de chacune des pales 18 autour de l'axe longitudinal X est repérée par rapport à un cadran horaire (ici vu de l'amont par exemple) dont les positions angulaires à 12H, 3H, 6H et 9H sont positionnées de manière conventionnelle. La position angulaire à 12H est donc positionnée verticalement vers le haut par rapport à l'axe longitudinal X et la position angulaire à 6H est positionnée verticalement vers le bas par rapport à l'axe longitudinal X. La position angulaire à 3H est positionnée horizontalement vers la droite par rapport à l'axe longitudinal X et la position angulaire à 6H est positionnée horizontalement vers la gauche par rapport à l'axe longitudinal X. Un axe s'étendant radialement en passant par les positions angulaires à 12H et 6H est ainsi perpendiculaire à un axe s'étendant radialement en passant par les positions angulaires à 3H et 9H. Les qualificatifs de position absolue, tels que les termes « haut », « bas », « gauche », « droite », etc., ou de position relative, tels que les termes « dessus », « dessous », « supérieur », « inférieur », etc., et les qualificatifs d'orientation, tels que les termes « vertical » et « horizontal » font ici référence à l'orientation des figures et sont considérés dans un état opérationnel du propulseur, typiquement lorsque celle-ci est installée sur un aéronef posé au sol. Dans cet état de la turbomachine 10, l'axe passant par les positions angulaires à 12H et à 6H s'étend dans la direction du champ de pesanteur, soit verticalement. Il peut en revanche être déduit qu'un mouvement de roulis de l'aéronef en vol sur lequel est monté le propulseur sera de nature à provoquer une rotation des directions verticale et horizontale telles que considérées sur les figures autour de l'axe longitudinal X. De la même manière, un mouvement de roulis de l'aéronef en vol sur lequel est monté le propulseur sera de nature à provoquer une rotation de l'axe passant par les positions angulaires à 12H et 6H et de l'axe passant par les positions angulaires à 3H et 9H autour de l'axe longitudinal X. Une « zone latérale » de la turbomachine 10 fait référence à une zone qui est circonférentiellement au voisinage de la position angulaire à 3H ou de la position angulaire à 9H. De même, une « zone supérieure » et une « zone inférieure » du propulseur font références, respectivement, à une zone qui est circonfé-

rentiellement au voisinage de la position angulaire à 12H et à une zone qui est circon-férentiellement au voisinage de la position angulaire à 6H.

- [0099] Ainsi, la rangée statorique aval 16 (ou stator) est fixe autour de l'axe longitudinal X. Autrement dit, la rangée statorique aval 16 n'est pas entraînée en rotation autour de l'axe longitudinal X. Cela n'exclut pas que chaque pale 18 de la rangée statorique aval 16 peut être à calage variable.
- [0100] Si le propulseur aéronautique considéré est (ou comprend) une turbomachine, celle-ci sera donc un moteur à turbine comprenant successivement, parallèlement à l'axe longitudinal (X), d'amont en aval à l'intérieur de la nacelle 40 (y compris sous le carter moteur 13) :
- un (ou des) compresseur(s) 2,
 - au moins une chambre de combustion 4,
 - une (ou des) turbine(s) 6 entraînant le(s) compresseur(s), et
 - au moins une tuyère d'échappement 8.
- [0101] Parmi ces turbomachines à soufflante non carénée, on connaît les turbomachines de type « Unducted Single (or Stator) Fan » (USF) dans chacune desquelles, comme illustré aux figures 1 à 3, la rangée rotorique amont 14 de pales 18 non carénées est montée mobile en rotation autour de l'axe longitudinal X et la rangée statorique aval 16 de pales 18 non carénées est fixe. Le sens de rotation des pales 18 de la rangée rotorique amont 14 (ou rotor) n'est pas déterminant.
- [0102] La rangée statorique aval 16 peut être centrée sur un axe coïncidant ou non avec l'axe longitudinal X. Dans les exemples présentés, la rangée statorique aval 16 est centrée sur l'axe longitudinal X. Une telle configuration de la rangée rotorique amont 14 et de la rangée statorique aval 16 permet de valoriser, à travers la rangée statorique aval 16, l'énergie de giration de l'écoulement d'air issu de la rangée rotorique amont 14. Le rendement de la turbomachine 10 est ainsi amélioré, notamment vis-à-vis d'une hélice rotative unique (comme celle 14) dans le cas d'un turbopropulseur classique. La rangée rotorique amont 14 est entraînée en rotation autour de l'axe longitudinal X par la (ou les) turbine(s) 6 qui entraîne(nt) elle(s)-même(s) le(ou les) compresseur(s) 2. La turbomachine 10 comprend généralement un boîtier de réduction de vitesse (« gearbox » en anglais) afin de découpler la vitesse de rotation des turbines 6 par rapport à la vitesse de rotation de la rangée rotorique amont 14. Par ailleurs, l'un des intérêts d'une turbomachine de type USF par rapport à une turbomachine type « Counter-Rotating Open Rotor » est de réduire le bruit tonal émis par la turbomachine du fait que la rangée statorique aval 16 de pales 18 non carénées est fixe.
- [0103] Comme schématisée aux figures 2 et 3, le propulseur peut avoir une configuration dite « puller » (rangée rotorique amont 14 et rangée statorique aval 16 situées au niveau d'une portion d'extrémité amont du propulseur) ou, comme schématisé à la

[Fig.1], une configuration dite « pusher » (rangée rotorique amont 14 et rangée statorique aval 16 situées au niveau d'une portion d'extrémité aval du propulseur).

[0104] Dans la configuration puller, la rangée rotorique amont 14 et la rangée statorique aval 16 peuvent entourer une section du(des) compresseur(s) 2 de la turbomachine ou du boîtier de réduction de vitesse. Dans la configuration pusher, la rangée rotorique amont 14 et la rangée statorique aval 16 peuvent entourer une section de la(des) turbine(s) 6 de la turbomachine 10.

[0105] Indépendamment du type de propulseur (turbomachine, hybride...), un système de fixation 27 permettra de fixer le propulseur à l'aéronef 29 qui en est équipé, et plus précisément à sa voilure (aile) 31, ou à son fuselage 33, ou toute autre partie adaptée. Typiquement, on pourra pour cela utiliser :

- pour un fuselage : un mât 35 (comme dans les exemples des figures 3,7), ou
- pour une fixation à une aile ou une voilure : un pylône 37 (comme par exemple sur les figures 3,11 ou un berceau 39 (comme par exemple sur la [Fig.16]).

[0106] Les pales 18 de la rangée rotorique amont 14 et/ou de la rangée statorique aval 16 peuvent être à calage variable. Il est ainsi possible d'adapter le calage des pales 18 de la turbomachine 10 selon le point de fonctionnement du propulseur ou la phase de vol. Il peut être prévu un système de changement de calage 38 situé pour partie dans la nacelle 40 (moyeu 12 et/ou carter 13) afin d'adapter l'incidence des pales pour chaque phase de vol. Chaque pale 18 peut ainsi être ajustée en rotation autour d'un axe 19 de changement de calage respectif. L'axe 19 de changement de calage individuel (possiblement de chacune) des pales 18 est un axe :

- s'étendant radialement et/ou positionné longitudinalement au niveau d'une portion médiane de la pale respective, et
- autour duquel l'angle de calage d'une pale peut être adapté.

[0107] A ce sujet, la présente divulgation couvre les cas où :

- l'axe de changement de calage est perpendiculaire à l'axe longitudinal X,
- l'axe de changement de calage n'est pas perpendiculaire à l'axe longitudinal X, c'est-à-dire qu'il est incliné. Par exemple, si l'axe de changement de calage a une composante longitudinale et/ou une composante circonférentielle, en référence à l'axe longitudinal X.

[0108] Afin de (re)définir de façon si nécessaire plus précise l'angle de calage d'une pale, il est précisé que chaque pale statorique aval 18 définit un profil aérodynamique. A cet effet, chaque pale statorique aval comprend un empilement de sections 30 selon la direction radiale. L'une des sections 30 est représentée à la [Fig.18]. Chaque section 30 s'étend dans un plan de section respectif qui est perpendiculaire à la direction radiale d'extension de la pale statorique aval correspondante. Chaque section 30 comprend un bord d'attaque à l'amont et un bord de fuite à l'aval entre lesquels s'étendent une ligne

d'intrados 330 et une ligne d'extrados 340. Chaque section 30 définit un profil aérodynamique. Chaque section 30 comprend aussi une corde C définie par une portion de droite reliant le bord d'attaque au bord de fuite.

[0109] L'angle de calage γ de chaque pale statorique aval 18 (voir par exemple figures 18-19) correspondra à l'angle formé entre, d'une part, un premier axe A1 qui est défini par l'intersection entre le plan de section d'une section 30 de référence parmi l'empilement de sections 30 de la pale statorique aval et un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal X qui peut comprendre l'axe de calage AC de la pale statorique aval (quand l'axe de changement de calage est perpendiculaire à l'axe X, ce qui normalement le cas, mais pas obligatoire), et d'autre part, la corde C de la section 30 de référence de la pale statorique aval 16. L'angle de calage γ est mesuré du côté amont du plan perpendiculaire à l'axe longitudinal X qui, comme ci-avant peut comprendre l'axe de calage AC de la pale statorique aval 18. L'angle de calage γ est mesuré positivement selon un sens allant du premier axe A1 à la corde C de la section 30 de référence, et plus particulièrement dans un sens coïncidant avec le sens allant de la ligne d'intrados 330 vers la ligne d'extrados 340.

[0110] La section 30 de référence de chaque pale statorique aval 18 est ici située, sur la pale statorique aval 16 correspondante, à une distance radiale à l'axe longitudinal X qui correspond à 75% du rayon radialement externe de la pale statorique aval correspondante.

[0111] Chaque pale 18 de la rangée rotorique amont 14 et de la rangée statorique aval 16 s'étend selon une direction radiale depuis le moyeu 12 de sorte à définir une dimension radiale entre ledit moyeu 12 et une extrémité radialement externe de la pale 18 respective. En d'autres termes, la dimension radiale d'une pale 18 correspond à sa hauteur entre lesdites extrémités radialement interne 23 et radialement externe 25. L'extrémité radialement interne de chaque pale 18 est située au niveau du moyeu 12 de la turbomachine 10. Chaque pale 18 peut notamment être fixée au moyeu 12 de la turbomachine 10 au niveau de l'extrémité radialement interne. L'extrémité radialement externe de chaque pale 18 est ici une extrémité libre (i.e. non-carénée). Il est précisé que l'envergure d'une pale 18 est en conséquence la distance radiale entre ses extrémités interne 23 et externe 25 (cf. [Fig.9]), avec :

$L1 = Re1 - Ri1$ pour une pale de la rangée rotorique amont, et

$L2 = Re2 - Ri2$ pour une pale de la rangée statorique aval.

[0112] En outre, chaque pale 18 de la rangée rotorique amont 14 et de la rangée statorique aval 16 présente un rayon radialement interne respectivement $Ri1$, $Ri2$ considéré comme la distance radiale à l'axe longitudinal X de l'extrémité radialement interne de la pale 18, par exemple située au niveau du (c'est-à-dire la plus proche du) moyeu 12 (rangée rotorique) ou du carter 13 (rangée statorique). L'extrémité radialement interne

23 est, dans la [Fig.3], à proximité de l'axe de changement de calage de la pale respective. L'extrémité radialement interne de chaque pale peut alternativement être à proximité du bord d'attaque en pied de pale. Un rayon radialement externe, tel que $Re1$ ou $Re2$ [Fig.3], de chaque pale 18 est considéré comme la distance radiale à l'axe longitudinal X de l'extrémité radialement externe de ladite pale 18, c'est-à-dire, comme le rayon maximal de la pale.

- [0113] Comme on le comprend en regardant à titre d'exemple à la [Fig.4], l'extrémité radialement externe 25 des pales 18 de la rangée rotorique amont 14 et de la rangée statorique aval 16 sont inscrites, respectivement, dans une enveloppe externe 20 de la rangée rotorique amont 14 et une enveloppe externe 22 de la rangée statorique aval 16.
- [0114] Une projection, dans le plan de coupe IV-IV (cf. [Fig.1] ou 3), de l'enveloppe externe 20 de la rangée statorique aval 16 peuvent définir un cercle de rayon $Re2$, ou encore de diamètre Ds , qui peut être centré sur l'axe longitudinal X ($Ds = 2 * Re2$).
- [0115] Le diamètre D ou cercle de rayon $Re1$, dans un plan de coupe radial au niveau de l'enveloppe externe 20 de la rangée rotorique amont 14, peut représenter le diamètre externe du propulseur considéré, la turbomachine 10 dans l'exemple (cf. [Fig.1] ou 3).
- [0116] La dimension radiale de chaque pale 18 de la rangée statorique aval 16 peut être inférieure à la dimension radiale individuelle (possiblement de chacune) des pales 18 de la rangée rotorique amont 14 de manière à limiter l'impact des tourbillons formés au niveau de l'extrémité radialement externe des pales 18 de la rangée rotorique amont 14 avec les pales 18 de la rangée statorique aval 16. L'enveloppe externe 20 de la rangée rotorique amont 14 entourera alors l'enveloppe externe 22 de la rangée statorique aval 16 lorsque celles-ci sont projetées dans un plan de projection commun normal à l'axe longitudinal X, tel qu'ici le plan de coupe IV-IV.
- [0117] Ceci doit être compatible avec un clipping (c'est-à-dire une troncature des pales statoriques aval, comme sur la/les solutions associées aux figures 3 ou 15, à titre d'exemples non limitatifs) sur 360° , étant précisé qu'un clipping homogène n'est pas nécessairement un besoin. Autrement dit, il peut exister au moins une pale 18 de la rangée statorique aval (16) présentant un rayon $Re2$ permettant de définir le cercle 22, mais d'autres pales de la rangée statorique aval 16 pourrait présenter un rayon inférieur à $Re2$.
- [0118] Par ailleurs, pour favoriser, là aussi un contrôle plus équilibré des charges sur les pales et du bruit généré, il est proposé :
- que chaque pale de la rangée statorique aval de pales statoriques 16 présentant donc une hauteur, L2 ou L21 dans l'exemple non limitatif de la [Fig.9], entre l'extrémité radialement interne 23 et l'extrémité radialement externe 25,
 - les hauteurs respectives, telles que L2 et L21, d'au moins deux pales 18 de ladite rangée statorique aval 16 soient utilement et avantageusement différentes.

- [0119] A noter aussi que la projection de l'enveloppe externe de la rangée statorique aval 16 dans un plan de projection commun normal à l'axe longitudinal X, tel que le plan de coupe IV-IV dans l'exemple, pourra aussi définir un cercle, voire un ovale comme ci-avant, dont le centre peut être désaxé par rapport à l'axe longitudinal X, par exemple selon la direction de l'axe passant par les positions angulaires à 12H et à 6H. La distance radiale entre le centre de l'enveloppe externe 22 de la rangée statorique aval 16 en forme de cercle et l'axe longitudinal X peut être comprise entre 0,005 Ds et 0,2 Ds.
- [0120] Le cercle/l'ovale défini par l'enveloppe externe 22 de la rangée statorique aval 16 pourra présenter un rayon (par exemple maximal si une forme ovale est concernée) Re2 inférieur au rayon (par exemple maximal si une forme ovale est concernée) Re1 de l'enveloppe externe 20 de la rangée rotorique amont 14.
- [0121] Ainsi, la répartition hétérogène des pales 18 du stator aval 16 (dans la direction azimutale) pourra être compatible avec d'autres technologies de réduction de bruit, tel que le «clipping 360°». Il est donc possible, sur au moins un secteur angulaire :
- de disposer de façon hétérogène (dans la direction circonférentielle) les pales 18 du stator aval 16, et
 - que les pales 18 du stator aval 16 aient chacune, ou individuellement, un rayon maximal (Re2) ou hauteur inférieur(e) à un rayon maximal (Re1) ou hauteur des pales 18 du rotor amont 14.
- [0122] Dans ce cas, il pourra y avoir des pales 18 de stator 16 plus courtes entre 8H et 4H (dans le cas d'une configuration pusher avec pylône à 3H ou 9H, il pourra y avoir des pales de stator 16 entre 10H et 2H). On pourra toutefois privilégier en particulier ou de préférence des pales de stator en partie basse (entre 4H et 8H) et sur les côtés (entre 2H et 4H ou entre 8H et 10H, vers l'extérieur et/ou vers le fuselage) ; le tout afin de minimiser le bruit d'interaction lors des phases en incidence (atterrissage/décollage).
- [0123] Le centre du cercle dans lequel l'extrémité radialement externe 25 de chaque pale 18 de la rangée statorique aval de pales statoriques 16 est inscrite pourrait être désaxé par rapport à l'axe longitudinal X, ceci permettant d'adapter la configuration de ces pales à leur environnement (position sur l'aéronef / types de bruits à contrôler / écoulement fluide à privilégier / contraintes mécaniques à satisfaire...).
- [0124] Disposer moins de dites pales de stator 16 que de dites pales du rotor amont 14 pourra également être utile, pour allier diminution du bruit, efficacité aérodynamique, chargement en efforts moindre de certaines pales du stator aval et limitation de poids et d'encombrement. Il est préconisé que : $B \geq V+1$, ou de préférence $B \geq V+2$.
- [0125] Conformément à un aspect important précité, il est donc ici intéressant d'avoir un espacement azimutal hétérogène des pales du stator aval 16, pour les raisons mentionnées : aérodynamiques, acoustiques et/ou des contraintes d'intégration.

- [0126] Plusieurs modes de réalisation sont envisageables en fonction de l'objectif (aérodynamique, acoustique, intégration ...) ou du compromis multi-métier recherché.
- [0127] Comme déjà indiqué, deux pales adjacentes, telles que 18a,18b, de la rangée statorique aval de pales statoriques 16 présentent entre elles, autour de l'axe longitudinal (X), un espacement azimutal ($\Delta\theta$, $\Delta\theta_i$, $\Delta\theta_j$) défini par l'angle entre des axes respectifs 180a,180b.
- [0128] Ces axes respectifs, sur le stator 16, sont des axes :
- soit d'adaptation d'un angle de calage (axe 19 précité) desdites deux pales adjacentes, lorsque ces axes sont projetés dans un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal X et si lesdites deux pales adjacentes sont à angle de calage variable,
 - soit radiaux à l'axe longitudinal X et/ou passant par les extrémités radialement internes 23 ou les extrémités radialement externes 25 (rayon max, Re2 sur la [Fig.3]), ou par les centres de gravité desdites deux pales adjacentes, respectivement, si lesdites deux pales adjacentes sont à angle de calage fixe,
 - soit :
 - pour l'un desdits axes respectifs, d'adaptation d'un angle de calage de l'une desdites deux pales adjacentes (axe 19 précité), lorsque la pale, telle que 18a, est à angle de calage variable,
 - l'autre étant radial à l'axe longitudinal X et/ou passant par l'extrémité radialement interne 23 ou par l'extrémité radialement externe 25 ou par le centre de gravité de ladite pale adjacente, telle que 18b, lorsque celle-ci est à angle de calage fixe.
- [0129] Ainsi les axes 180a,180b,19 sont interchangeableables dans les cas présentés et peuvent être intervertis, notamment sur les figures.
- [0130] A titre d'exemple, la [Fig.20] schématise ce qu'est l'angle, ou « espacement azimutal » $\Delta\theta_i$ ou $\Delta\theta_j$ entre deux pales consécutives de stator, telles les pales 18a,18b d'axes radiaux respectifs 180a,180b. Il s'agit de l'angle le plus faible des deux, circonférentiellement, entre lesdits axes 180a,180b, ici autour de l'axe X.
- [0131] Dans le cas où l'une des pales de stator est fixe (par exemple pour des contraintes d'intégration, comme par exemple s'il manque d'espace sous le moyeu pour intégrer le système 38 de changement de calage ou pour réduire le poids), l'axe principal de la pale peut donc être défini par la ligne perpendiculaire à l'axe longitudinal X passant par le bord d'attaque (BA) au niveau de l'encastrement/pied de pale 23 ou passant par le centre de gravité de la pale ou en tête de pale 25 (rayon max, Re2).
- [0132] Dans ce cadre, pour présenter la répartition hétérogène recherchée autour de l'axe longitudinal X, certaines au moins desdites pales 18 de la rangée statorique aval 16 sont ainsi disposées qu'il existe au moins deux dites pales adjacentes, telles que 18a,18b, de la rangée statorique aval 16 qui présentent entre elles un espacement azimutal $\Delta\theta$ ou $\Delta\theta_i$, tel que :

$$\Delta\theta_i \neq 360^\circ/V ;$$

$$\Delta\theta_i \geq (360^\circ/V) + 1^\circ \text{ ou } \Delta\theta_i \leq (360^\circ/V) - 1^\circ,$$

avec V qui définit le nombre de pales 18 sur ladite rangée statorique aval 16 ;

et/ou qu'il y a au moins deux espacements azimutaux (entre les pales 18 de la rangée statorique aval 16) tels que les valeurs de $\Delta\theta_i$ et $\Delta\theta_j$ sont distinctes lorsque $i \neq j$ avec $i, j = 1, 2, \dots$ et $i, j \leq V$.

[0133] A noter que i et j sont des indices. $i \neq j$, $i, j \leq V$ et $i, j = 1, 2, \dots$ avec V qui définit donc le nombre de pales sur ladite rangée statorique aval de pales statoriques ; c'est-à-dire i et j sont différents et peuvent prendre une valeur entière (quelconque) parmi 1, 2, 3, ... et (au maximum) V. Ce n'est que si tous les espacements azimutaux sont différents (donc hétérogènes) que i ou j peuvent prendre la valeur $i=V$ ou $j=V$.

[0134] Un écart d'au moins 1° est ainsi nécessaire pour induire un effet significatif lié à l'espacement azimutal hétérogène, de préférence $\geq 3^\circ$ ou encore de préférence $\geq 5^\circ$.

[0135] De façon générique, et comme on le voit à titre donc d'exemple non limitatif sur la [Fig.3], lesdits espacements azimutaux sont définis chacun par la distance circonférentielle E entre deux pales consécutives, 18a, 18b, laquelle distance varie en fonction de la position radiale et azimutale des pales 18 concernées. Ces espacements azimutaux peuvent donc être caractérisés par l'angle précité $\Delta\theta$, $\Delta\theta_i$ ou $\Delta\theta_j$, lorsque ces axes sont projetés dans un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal, X, du propulseur aéronautique. Pour rappel, $E=r*\Delta\theta$ (ou $E_i=r*\Delta\theta_i$), avec $\Delta\theta$ mesuré en radians et r qui est la distance radiale mesurée en mètres par rapport à l'axe longitudinal X.

[0136] Dans un mode de réalisation très générique, tous les espacements entre deux pales adjacentes de ladite rangée statorique aval 16 dans la direction azimutale peuvent être différents, comme illustré sur la [Fig.5]. Cela peut être avantageux d'un point de vue acoustique pour décorrélérer les sources de bruit émises par le stator 16 ou modifier la directivité du son, c'est-à-dire, les zones où le rayonnement acoustique est maximal.

[0137] Même si, sur la rangée statorique aval 16, seuls un seul ou seulement certains desdits espacements azimutaux entre deux pales adjacentes est/sont différents, dans les conditions ci-avant précisées, de la majorité des autres espacements azimutaux entre deux dites pales adjacentes, lesquels seraient alors identiques, on notera que dans un mode de réalisation privilégié, l'un ou plusieurs des paramètres ou caractéristiques ci-dessous est/sont respectés par la solution proposée :

- a) au moins deux pales 18 adjacentes présentent un espacement azimutal ($\Delta\theta$ ou $\Delta\theta_i$) tel que $\Delta\theta_i \neq \frac{360^\circ}{V}$, où V est le nombre de pales de stator aval 16. Cela permet de garantir qu'au moins une pale de stator 16 n'est pas positionnée de manière homogène autour de l'axe longitudinal, X, du propulseur aéronautique,

- b) $\max \{ \Delta\theta_i \} - \min \{ \Delta\theta_j \} \leq 120^\circ$, de préférence $\leq 75^\circ$, ou encore de préférence $\leq 50^\circ$, pour $i, j = 1, 2, \dots$ avec $i \neq j$ et $i, j \leq V$ (si le nombre de pales de stator 16 le permet, c'est-à-dire si par exemple $V \geq 5$) ; cela permet d'assurer que l'écart entre l'espacement azimutal de deux pales adjacentes 18 quelconques est limité. Par exemple, sur la [Fig.4], ce critère implique que $\Delta\theta_7 - \Delta\theta_8 \leq 120^\circ$; l'intérêt est d'éviter qu'un secteur angulaire trop importante soit complètement dépourvue de pales de stator, ce qui pourrait réduire le redressement de l'écoulement à l'aval du rotor 14 et donc produire une perte de poussée et de rendement. Cela peut également poser de problèmes pour la répartition du poids autour de l'axe longitudinal X et l'intégration du propulseur sur l'aéronef ;

- c) $\| \Delta\theta_i - \Delta\theta_{\text{adjacent}} \| \leq 120^\circ$, de préférence $\leq 75^\circ$ ou encore de préférence $\leq 50^\circ$ (si le nombre de pales de stator le permet, c'est-à-dire si par exemple $V \geq 5$) ; cela permet d'assurer que l'écart entre deux espacements azimutaux adjacents (consécutifs) est limité. Ce critère peut être particulièrement utile pour éviter des écarts d'espacement trop importants sur un secteur angulaire. L'intérêt est d'éviter qu'un secteur angulaire trop important soit complètement dépourvu de pales de stator 16, ce qui pourrait là encore réduire le redressement de l'écoulement à l'aval du rotor 14 et donc produire une perte de poussée et de rendement. Des problèmes de répartition du poids autour de l'axe longitudinal X et/ou d'intégration peuvent aussi se poser.

[0138] Les plages de valeurs ci-dessus doivent également être suffisantes pour pouvoir modifier la directivité du son (et donc réduire le bruit vers le sol/fuselage) en augmentant l'espacement azimutale entre les pales de stator 16 dans une région angulaire souhaitée autour de l'axe longitudinal X.

[0139] Sur le premier point, on a déjà expliqué l'impact des forces et des moments appelés efforts 1P, dans le plan du rotor 14 et les efforts instationnaires et dépendant de la position azimutale de la pale 18. Par exemple, lorsque le propulseur aéronautique est installé sous aile, une pale descendante est soumise à des efforts accrus par rapport à une pale montante du rotor. A noter que cela peut toutefois être l'inverse dans le cas où le propulseur aéronautique est installé à l'arrière. En effet, la voilure peut créer un écoulement dirigé vers le bas (« downwash », incidence négative) à l'aval de son bord de fuite. Dans ce cas, une pale montante peut être soumise à des efforts accrus par rapport à une pale descendante. Ainsi, on peut se trouver en situation d'incidence amont négative ou positive. Situées en aval de l'hélice amont 14, les pales de stator 16 auront aussi une charge variable selon leur position azimutale. On pourra alors choisir ce qui suit :

- les pales de stators en vis-à-vis des pales descendantes du rotor 14 étant moins chargées et ayant moins de giration à redresser, on prend en compte un besoin de

moins de pales de stator 16 dans cette zone. Par exemple, un besoin de moins de pales de stator 16 dans la zone latérale droite (de 45° à 135° avec 0° la position à 12H) dans le cas d'un rotor 14 tournant dans le sens horaire vue de l'avant (amont), et/ou - les pales de stator 16 en vis-à-vis axial des pales montantes du rotor 14 étant plus chargées et ayant plus de giration à redresser, on prend en compte un besoin de plus de pales de stator dans cette zone : Par exemple, besoin de plus de pales de stator 16 dans la zone latérale gauche (de -45° à -135° avec 0° la position à 12H) dans le cas d'un rotor 14 tournant dans le sens horaire, vue de l'avant (amont).

- [0140] De préférence, le nombre d'espacements/angles azimutaux ($\Delta\theta$, $\Delta\theta_p$, $\Delta\theta_j$) différents varie entre 2 et 6. En effet, augmenter le nombre d'espacements différents peut augmenter le nombre de pales de stator à concevoir (plusieurs familles/groupes de pales seraient envisageables). Un design de chaque pale de stator adapté à sa position azimutale peut être nécessaire. Par exemple, des modifications de corde localement peuvent être nécessaire pour minimiser les écarts azimutaux sur la charge des pales de stator, et la solidité de la grille, qui est définie par le rapport C/E à une position radiale donnée. D'autres paramètres géométriques des pales pourraient également varier : épaisseur, cambrure, flèche, dièdre, ... Cela permettrait de mieux adapter la géométrie de la pale aux propriétés locales de l'écoulement (sous incidence) et/ou de mieux répartir le poids des pales de stator 16 autour de l'axe longitudinal du propulseur aéronautique pour faciliter l'équilibrage du moteur.
- [0141] Ci-après, plusieurs modes de réalisation compatibles avec les caractéristiques ci-avant, et que l'on pourra privilégier, sont présentés.
- [0142] Il a été identifié que le bruit issu de l'interaction entre le sillage du rotor amont 14 et le stator aval 16 produit un rayonnement acoustique sur les pales de stator de type « dipolaire ». Cela implique que le bruit d'interaction issu du stator 16 n'est pas axisymétrique, mais dépend de la position azimutale (voire du calage s'il existe) des pales de stator 16. Ainsi, par l'utilisation de l'une au moins des caractéristiques ci-avant a), b) ou c), qui peuvent donc être combinées en tout ou partie, il va être possible d'optimiser la position azimutale des pales du stator 16 afin de diminuer le bruit émis vers le sol et/ou vers la cabine (fuselage) et les passagers, et/ou dans toute direction souhaitée, afin d'agir sur l'un au moins des critères suivants : limiter la gêne sonore, favoriser l'aérodynamisme du propulseur, améliorer les performances et l'intégration du propulseur aéronautique installé dans l'aéronef.
- [0143] Si l'on suppose que les écarts de calage entre les pales de stator 16 mesurés à $0.75 \times Re_2$ (rayon de référence) sont négligeables ($\sim 0^\circ$, comme par exemple en vol de croisière en configuration isolée), que les angles de calage des pales de stator 16 sont $\sim 90^\circ$ et que la plupart du bruit est généré en extrémité radialement externe 25 des pales, les pales qui émettent le plus de bruit vers le sol sont situées à des angles qui

varient entre [2H – 4H] et [8H et 10H]. Ainsi, l'un des modes de réalisation privilégiées envisage d'augmenter l'espacement entre les pales (ou de limiter le nombre de pales) dans ces secteurs angulaires sur les côtés du stator 16 (aux alentours de 3H et de 9H), comme illustré par exemple sur la [Fig.6].

[0144] Dans une autre configuration à la fois conforme à l'une au moins des caractéristiques ci-avant a), b) ou c) et pouvant être privilégiée, on pourra, comme illustré à titre d'exemple sur les figures 7 à 10,

- soit placer un nombre de pales de stator 16 plus grand :
 - dans la partie supérieure (entre 10H et 2H) et/ou
 - vers l'intérieur, côté fuselage 33 (entre 2H et 4H si le fuselage est à droite du propulseur, vue de face/amont, ou entre 8H et 10H si le fuselage est à gauche du propulseur, vue de face/amont) ;

cela permettra de limiter les émissions sonores vers les populations. En effet, le bruit des pales de stator 16 situées vers le haut et/ou vers l'intérieur pourrait avoir un rayonnement vers le sol réduit du fait de leur position azimutale et des éventuels effets d'écran produits par un dit système de fixation 27, la voilure (aile) 31 (si situé sous/sur l'aile) ou un fuselage 33,

- soit, si l'on souhaite minimiser le bruit rayonné vers la cabine de passagers (fuselage 33), placer un nombre de pales de stator 16 plus grand vers l'extérieur, à l'opposé diamétral du fuselage 33 (entre 8H et 10H si le fuselage est à droite du propulseur, vue de face/amont, ou entre 2H et 4H si le fuselage est à gauche du propulseur, vue de face/amont), de façon que les pales de stator 16 les plus nombreuses soient les plus éloignées du fuselage.

[0145] Le choix final dépendra des objectifs de réduction de bruit pour l'architecture du propulseur, comme schématisé figures 5 à 9.

[0146] Dans tous ces cas-là, le fait d'augmenter le nombre de pales de stator 16 (c'est-à-dire donc diminuer l'espacement azimutal : $\Delta\theta$ ou $\Delta\theta_i$ ou $\Delta\theta_j$) en partie haute du stator peut être bénéfique à la fois pour l'acoustique et pour l'aérodynamique, avec la réserve que cela peut présenter une difficulté pour l'intégration sous le carter 13 s'il y a présence d'un mât, pylône ou berceau de fixation 27 ou de toute structure ou système d'accrochage du propulseur à l'aéronef.

[0147] Concernant l'acoustique, ce sont (a priori) les pales de stator 16, en partie haute, qui rayonnent le moins de bruit vers le sol. Pour l'aérodynamique, ce sont parmi les pales de stator 16 les plus chargées, car l'incidence amont (angle α / incidence avion, comme dans l'exemple de la [Fig.2]) n'est pas totalement filtrée par le rotor amont 14.

[0148] Ainsi, comme illustré à titre d'exemple sur les figures 10-11, augmenter le nombre de pales en partie haute du stator 16 permettrait de mieux répartir cette charge. Par ailleurs, l'augmentation du nombre de pales de stator 16 aux positions azimutales

proches du système de fixation 27, de la voilure (aile) 31 ou du fuselage 33 peut être également intéressant pour réduire l'effet potentiel (remontée de pression) de cet obstacle (et/ou du mât et/ou de la voilure) vers le rotor amont 14. Autrement dit, augmenter ainsi le nombre de pales de stator 16 peut aider à « filtrer » ou diminuer la remontée, liée à la présence dudit obstacle, de la pression vers le rotor amont 14. On privilégiera alors d'augmenter le nombre de pales de stator 16 dans le secteur angulaire du stator 16 où la distance entre le bord de fuite BF des pales de stator 16 et le bord d'attaque 310 de la voilure (voire du système de fixation 27) est plus faible. A ce sujet, on rappelle le cas utile où $d1 < d2$, comme dans la solution illustrée à titre d'exemple sur la [Fig.11]. Ceci est particulièrement pertinent lorsque $d1$ ou $d2$ est/sont inférieur(s) à $0,75*D$, de préférence $0,5*D$ ou encore de préférence $0,3*D$.

- [0149] Dans encore une autre configuration à la fois conforme à l'une au moins des caractéristiques ci-avant a), b) ou c) et pouvant être privilégiée, on pourra, comme illustré à titre d'exemple sur la [Fig.12] et pour des raisons principalement aérodynamiques, augmenter le nombre de pales (ou donc diminuer l'espacement azimutal) sur le côté de la pale descendante 18 du rotor amont 14. En effet, les pales du stator 16 en vis-à-vis axial des pales descendantes du rotor amont 14 seront plus chargées et auront donc plus de giration à redresser. L'augmentation du nombre de pales du stator 16 de ce côté permettrait de mieux répartir la charge de ces pales de stator 16, ce qui peut être également intéressant pour réduire le bruit.
- [0150] Dans encore une autre configuration à la fois conforme à l'une au moins des caractéristiques ci-avant a), b) ou c) et pouvant être privilégiée, on pourra prévoir, comme illustré à titre d'exemple sur la [Fig.13], que les distributions des pales 18 du stator 16, côté droit (autour de 9H, vue de l'avant/amont du propulseur) et côté gauche (autour de 3H, vue de l'avant/amont du propulseur) soient symétriques (par exemple, par rapport à un axe de symétrie passant par 12H et 6H).
- [0151] Cela permet d'équilibrer le poids du propulseur et d'éviter un moment résiduel sur l'axe longitudinal X lié à la distribution hétérogène des pales du stator 16.
- [0152] Dans ce cas, les pales de stator 16 situées à des positions symétriques (θ et $-\theta$) par rapport à l'axe vertical passant par 12H et 6H présenteront favorablement des caractéristiques géométriques identiques, en particulier l'épaisseur (e) - voir exemple [Fig.19] -, la hauteur de pale L2,L21 (ou clipping),..., l'angle de calage de la pale n'étant pas concerné, celui-ci pouvant être variable afin d'adapter l'incidence des pales aux propriétés locales de l'écoulement, ce qui permettra de mieux répartir ou homogénéiser la charge des pales dans la direction azimutale, notamment lors des phases de vol en incidence (angle α).
- [0153] Un autre critère critique que l'on pourra utilement souhaiter prendre en compte aux fins précitées est lié à l'écart ou espacement azimutal entre les pales du rotor amont 14

et celles du stator aval 16. Cet espacement azimutal entre les axes de pales, ou de changement de calage des pales de rotor 14 et de stator 16 est donné par la relation : $\|\theta_{r,n} - \theta_{s,m}\| > 1^\circ$ ou de préférence $\geq 2^\circ$, où $\theta_{r,n}$ et $\theta_{s,m}$ correspondent à aux positions angulaires de l'axe de l'n-ième pale de rotor 14 et la m-ième pale de stator 16, respectivement à un instant où les axes de pales ou de changement de calage d'une pale de rotor 14 et d'une pale de stator 16 sont alignés, lorsqu'ils sont projetés sur un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal (X). Il est rappelé que n est un nombre entier naturel et varie entre 1 et B (nombre de pales du rotor 14) et m varie entre 1 et V (nombre de pales de stator 16).

[0154] L'intérêt de ce critère est de s'assurer qu'il n'y a qu'un seul sillage à la fois de pale de rotor 14 qui interagit avec une pale du stator 16, ce qui permet de diminuer les sources de bruit. L'implémentation ainsi proposée permet de changer la périodicité de l'interaction entre le sillage du rotor 14 et le stator 16 à l'origine du bruit tonal d'interaction. L'impact acoustique se traduit par une réduction de l'amplitude des BPF - fréquence de passage des pales/blade passing frequency - (niveau de bruit) et donc de l'émergence desdites BPF par rapport au bruit à large bande. Le bruit en vol (Effective Perceived Noise Level/ Niveau de bruit perçu effectif, EPNL, d'après la réglementation acoustique) peut être ainsi plus faible, du fait d'une émergence réduite des raies par rapport au bruit à large bande. L'énergie acoustique totale reste à peu près la même, mais est redistribuée sur des harmoniques d'ordres supérieurs. Ainsi, si le nombre de pales de rotor 14 et de stator 16 ne permet pas de respecter cette contrainte avec un espacement uniforme (comme dans le cas illustré en [Fig.14] avec douze pales de rotor 14 et huit pales de stator 16), il est possible de varier la position/espacement azimutale de certaines pales de rotor 14 et/ou de stator 16 de manière non-uniforme. Dans ce cas-là, des éventuelles variations de corde et d'épaisseur des aubes sont possibles afin de garder une solidité C/E moyenne quasi-constante à chaque position radiale. Sur cette [Fig.14], où l'on voit le rotor amont 14 et le stator aval 16 de face, vue de l'amont du rotor, les pales du stator aval sont partiellement cachées et les lignes avec:

- un tracé discontinu de points indiquent les axes d'empilage ou les axes 19 de variation de calage des pales de rotor 14, et
- un tracé discontinu de points-tirets indiquent les axes d'empilage ou lesdits axes (19) de variation de calage des pales de stator 16.

[0155] Au moins pour minimiser les écarts azimutaux sur la charge des pales de stator et/ou corrélérer des sources de bruit entre les pales, une loi définissant la fluctuation de solidité en azimut, pour chaque rayon donné, peut ainsi être définie, permettant de conserver et garantir une solidité azimutale moyenne pour chaque rayon :

$$II(\tilde{r}) = \sum_{k=1}^V II_k(r) \Delta \vartheta_k / \sum_{k=1}^V \Delta \vartheta_k$$

où $\bar{\Pi}(r)$ désigne la solidité moyenne à un rayon donné, $\Pi_k(r) = C_k(r)/E_k(r)$ la solidité entre deux pales, telles 18a,18b adjacentes (consécutives) de stator 16, à un rayon donné, V le nombre de pales de stator 16 et $\Delta \vartheta_k$ le pas angulaire entre ces deux pales, au même rayon donné. Cela correspond à la solidité C/E issue d'une moyenne pondérée par l'espacement azimutal ; voir à titre d'exemple non limitatif la [Fig.8].

[0156] Est donc considéré le pas angulaire entre deux pales de stator aval 16 ou deux axes adjacents, tel que défini pour $\Delta \vartheta_k$. La différence entre $\Delta \vartheta_k$ et $\Delta \theta_i$ est telle que :

- pour $\Delta \vartheta_k$ avec $k=1,2,\dots, V$; il peut donc avoir deux indices différents avec le même espacement azimutal (c'est-à-dire, la même valeur en radians ou degrés). A noter que par exemple, dans les figures 8 et 9 il y a plusieurs espacements azimutaux égaux et appelés tous de la même manière $\Delta \theta_i$;

- pour $\Delta \theta_i$ avec $i=1,2,\dots$ et $i \leq V$: chaque indice correspond alors à un espacement azimutal différent ou ayant une valeur en radians/degrés différente. C'est cette définition qui doit être utilisée par défaut dans le cadre de de la présente divulgation.

[0157] Ainsi, il est apparu, de façon non anticipée que, si $\bar{\Pi}(r)$ respecte les mêmes critères que C/E, alors la performance des résultats est augmentée de plus de 3%, résultats à l'appui.

[0158] Encore un autre aspect pourra être considéré, à savoir intégrer au moins une pale 18 de stator aval 16 dans le système de fixation 27 (bifurcation) afin de réduire les effets de l'installation. Ce stator aura alors une fonction complémentaire structurale.

[0159] La [Fig.15] représente un exemple d'un tel cas. Cette figure présente un ensemble propulsif 24 pour un aéronef. L'ensemble propulsif 24 comporte un propulseur 10 et le système, tel que le pylône 37, de fixation 27 du propulseur 10 à l'aéronef. Le système de fixation 27 (pylône 26) est relié à l'une des pales 18 de la rangée statorique aval 16 de sorte à former un ensemble aérodynamique unique. A cet effet, le système de fixation 27 (pylône 37) peut être relié à l'une des pâles 18 du stator aval 16 par continuité de matière. Autrement dit, le système de fixation 27 (pylône 26) peut venir de matière avec l'une des pâles 18 du stator aval 16.

[0160] En alternative :

- le système de fixation 27 (pylône 37) peut être relié à l'une des pâles 18 de la rangée annulaire aval 16 par l'intermédiaire d'un (ou plusieurs) moyen(s) de fixation, ou

- la partie du stator aval 16 intégrée au système de fixation peut présenter un calage variable. Le système de fixation 27 (pylône 37) présente aussi un profil aérodynamique similaire à un profil aérodynamique des pâles 18 du stator aval 16. Le système de fixation 27 (pylône 37) présente donc le même effet sur le flux d'air issu de la rangée annulaire amont 14 que les pales 18 du stator aval 16. Un tel agencement permet de

réduire davantage le bruit émis par le propulseur 10.

- [0161] Encore un autre facteur de réduction du bruit peut être identifié, lorsque, comme par exemple [Fig.3] ou 15 :
- le rotor 14 et le stator 16 sont situés vers une extrémité amont du propulseur (configuration "puller"),
 - la nacelle 40 présente une ouverture 41 définissant une entrée d'air qui peut en particulier être une entrée d'un flux d'air primaire vers la turbomachine 10 (précisément vers le compresseur 2), et
 - sur la nacelle 40, l'ouverture 41 est située axialement entre le rotor 14 et le stator 16, et même plus précisément, et de préférence, entre les axes des pales 18 respectives de rotor 14 et de stator 16.
- [0162] Cela permet de réduire l'envergure (et donc Re_2-Ri_2 par augmentation de Ri_2) du stator aval 16, notamment en liaison avec un "clipping". La taille d'une pale, et notamment son envergure, est un contributeur au bruit rayonné. Ainsi, une telle configuration permettra de réduire le bruit de la turbomachine.
- [0163] Sur la nacelle, l'entrée d'air 41 peut être placée sur 360° (couronne) ou suivant uniquement un secteur angulaire. L'entrée d'air 41 peut présenter un bec en saillie sur la nacelle.
- [0164] Avec une telle configuration, la turbomachine 10 (à turbine à gaz / core engine) fonctionnera de manière conventionnelle, de sorte que l'air entrant dans l'ouverture 41 sera accéléré et comprimé par le(s) compresseur(s) 2 avant de servir dans la(les) chambre(s) de combustion puis de passer dans la(les) turbine(s).
- [0165] Indépendamment de la nacelle, c'est-à-dire juste dès lors que le propulseur comprend une turbomachine 10 (à turbine à gaz) comportant :
- un moyeu 12 pourvu d'une rangée rotorique amont 14, et
 - un carter moteur 13 pourvu d'une rangée statorique aval 16 situé(es) en aval (AV) d'une rangée rotorique amont 14,
- une entrée d'air - telle que 41 - amenant de l'air vers le(s) compresseur(s) sera utilement située :
- à l'aval de la rangée rotorique amont 14 de pales rotoriques, et
 - en amont de la rangée statorique aval 16 de pales statoriques,
- autrement dit, longitudinalement le long du le propulseur, entre les pales rotoriques et les pales statoriques.
- [0166] Comme on l'a compris une telle turbomachine pourra alors comprendre successivement, le long de l'axe longitudinal (X), d'amont vers l'aval :
- au moins un compresseur 2,
 - au moins une chambre de combustion 6,
 - au moins une turbine 4 entraînant le(s) compresseur(s), et

- ladite entrée d'air 41.

[0167] Cela a pour conséquence que la dimension radiale des pales 18 de la rangée annulaire aval 16 pourrait être encore plus réduite afin d'échapper aux tourbillons formés au bout des pales 18 de la rangée annulaire amont 14, ce qui diminue le rendement de la turbomachine 10.

Revendications

[Revendication 1]

Propulseur aéronautique (10) ayant un axe longitudinal (X) et comprenant un carter (13) et, espacées l'une de l'autre suivant ledit axe longitudinal (X), une rangée rotorique amont de pales rotoriques (14), non carénées, et une rangée statorique aval de pales statoriques (16), non carénées et s'étendant autour du carter (13), deux pales adjacentes (18a,18b) de ladite rangée statorique aval de pales statoriques (16) présentant entre elles, autour de l'axe longitudinal (X), un espacement azimutal ($\Delta\theta$, $\Delta\theta_i$, $\Delta\theta_j$) défini par l'angle entre des axes respectifs (180a,180b, 19) :

-- soit d'adaptation d'un angle de calage desdites deux pales adjacentes, lorsque ces axes sont projetés dans un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal (X) et si lesdites deux pales adjacentes sont à angle de calage variable,

-- soit radiaux à l'axe longitudinal (X) et passant par les extrémités radialement internes (23) ou les extrémités radialement externes (25) desdites deux pales adjacentes ou par leurs centres de gravité, respectivement, si lesdites deux pales adjacentes sont à angle de calage fixe,

-- soit, pour l'un desdits axes respectifs, d'adaptation d'un angle de calage de l'une desdites deux pales adjacentes, lorsque la pale est à angle de calage variable, et, l'autre, radial à l'axe longitudinal (X) et/ou passant par l'extrémité radialement interne (23) ou par l'extrémité radialement externe (25) ou par le centre de gravité de ladite pale adjacente, lorsque celle-ci est à angle de calage fixe, et

autour de l'axe longitudinal (X), on définit une position angulaire à 12H comme positionnée verticalement vers le haut par rapport à l'axe longitudinal (X) et une position angulaire à 6H comme positionnée verticalement vers le bas par rapport à l'axe longitudinal (X),

l'ensemble étant **caractérisé en ce que** certaines au moins desdites pales de ladite rangée statorique aval de pales statoriques (16) présentent une répartition hétérogène autour de l'axe longitudinal (X), de telle sorte :

- qu'il existe au moins deux dites pales adjacentes de ladite rangée statorique aval de pales statoriques (16) qui présentent entre elles un dit espacement azimutal $\Delta\theta_i$, tel que $\Delta\theta_i \neq 360^\circ/V$; $\Delta\theta_i \geq (360^\circ/V) + 1^\circ$ ou $\Delta\theta_i \leq (360^\circ/V) - 1^\circ$, et/ou

- qu'il y a au moins deux espacements azimutaux tels que les valeurs de

$\Delta\theta_i$ et $\Delta\theta_j$ sont distinctes lorsque $i \neq j$ avec $i, j = 1, 2, \dots$ et $i, j \leq V$, avec V qui définit le nombre de pales sur ladite rangée statorique aval de pales statoriques (16).

- [Revendication 2] Propulseur aéronautique (10) selon la revendication 1, qui, de type USF, comprend une seule rangée annulaire de pales rotoriques (14) non carénées, laquelle est ladite rangée rotorique amont de pales rotoriques.
- [Revendication 3] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel $\Delta\theta_i \geq (360^\circ/V) + 3^\circ$ ou $\Delta\theta_i \leq (360^\circ/V) - 3^\circ$, ou encore de préférence $\Delta\theta_i \geq (360^\circ/V) + 5^\circ$ ou $\Delta\theta_i \leq (360^\circ/V) - 5^\circ$.
- [Revendication 4] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel tous les espacements azimutaux entre deux pales adjacentes de la série de pales de ladite rangée statorique aval de pales statoriques (16) sont différents les uns des autres.
- [Revendication 5] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel, sur l'une au moins des rangée rotorique amont de pales rotoriques (14) et rangée statorique aval de pales statoriques (16), il existe un rapport C/E entre la corde, C , et l'espacement azimutal E entre deux pales de stator aval (16) consécutives, autour de l'axe longitudinal (X) tel que C/E est inférieur à 3 sur l'ensemble de l'envergure.
- [Revendication 6] Propulseur aéronautique (10) selon la revendication 5, dans lequel le rapport C/E est inférieur à 1 aux extrémités radialement externes (25) de deux pales de la même rangée, rotorique amont et/ou statorique aval, lesdites pales étant consécutives, ou adjacentes, circonférentiellement ou azimutalement.
- [Revendication 7] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel, sur l'une au moins des rangée rotorique amont de pales rotoriques (14) et rangée statorique aval de pales statoriques (16), la solidité azimutale moyenne $\Pi(\bar{r})$ est inférieur à 3 sur l'ensemble de l'envergure et/ou inférieur à 1 aux extrémités radialement externes.
- [Revendication 8] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel la rangée rotorique amont de pales rotoriques (14) et la rangée statorique aval de pales statoriques (16) présentent des nombres de pales (18) différents.
- [Revendication 9] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel :
- certaines au moins des pales (18) de l'une au moins de celles de la rangée rotorique amont de pales rotoriques (14) et de la rangée

statorique aval de pales statoriques (16) sont liées à un système de calage variable (38) permettant de changer leur angle de calage par rotation autour de leurs dits axes respectifs (19,180a,180b), chacun radiaux à l'axe longitudinal (X).

- [Revendication 10] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel toutes les pales (18) de la rangée statorique aval de pales statoriques (16) ont une répartition homogène autour de l'axe longitudinal (X), sauf à l'endroit d'un seul secteur angulaire.
- [Revendication 11] Propulseur aéronautique (10) selon la revendication 10, dans lequel toutes les pales (18) de la rangée statorique aval de pales statoriques (16) ont une répartition homogène autour de l'axe longitudinal (X) telle que $\Delta\theta \leq 360^\circ/V$, pour tout espacement azimutal entre deux pales, (circonférentiellement) adjacentes/successives, concernées sauf à l'endroit d'un seul secteur angulaire où l'espacement azimutal est différent et limité entre 15° et 75° , ou de préférence entre 25° et 60° .
- [Revendication 12] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le nombre B de pales de la rangée rotorique amont de pales rotoriques (14) est supérieur au nombre V de pales (18) de la rangée statorique aval de pales statoriques (16), et de préférence $B \geq V+1$, ou encore de préférence $B \geq V+2$.
- [Revendication 13] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel les extrémités radialement externes des pales (18) de la rangée statorique aval de pales statoriques (16) sont inscrites dans une enveloppe externe (22) dont une projection dans un plan (IV-IV) perpendiculaire à l'axe longitudinal (X) définit un cercle.
- [Revendication 14] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel, l'extrémité radialement externe de chaque pale (18) de la rangée rotorique amont de pales rotoriques (14) est inscrite dans un premier cercle (20) et l'extrémité radialement externe de chaque pale (18) de la rangée statorique aval de pales statoriques (16) est inscrite dans un second cercle (22), le rayon (Re2) du second cercle (22) étant inférieur au rayon (Re1) du premier cercle (20).
- [Revendication 15] Propulseur aéronautique (10) selon la revendication 13 ou 14, dans lequel le centre dudit cercle dans lequel l'extrémité radialement externe de chaque pale (18) de la rangée statorique aval de pales statoriques (16) est inscrite est désaxé par rapport à l'axe longitudinal (X).
- [Revendication 16] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel :

- chaque pale de la rangée statorique aval de pales statoriques (16) présente une hauteur (L2,L21) entre l'extrémité radialement interne (23) et l'extrémité radialement externe (25), et
 - les hauteurs (L2,L21) respectives d'au moins deux pales (18) de ladite rangée statorique aval (16) sont différentes.
- [Revendication 17] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel $\max\{\Delta\theta_i\} - \min\{\Delta\theta_j\} \leq 120^\circ$, de préférence $\leq 75^\circ$, ou encore de préférence $\leq 50^\circ$ pour $i, j = 1, 2, \dots$ avec $i \neq j$ et $i, j \leq V$.
- [Revendication 18] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel $\|\Delta\theta_i - \Delta\theta_{\text{adjacent}}\| \leq 120^\circ$, de préférence $\leq 75^\circ$, ou encore de préférence $\leq 50^\circ$ pour $i = 1, 2, \dots$ avec $i \leq V$.
- [Revendication 19] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications 16 et 17, dans lequel le nombre de pales (18) de la rangée statorique aval de pales statoriques (16) est supérieur ou égal à 5, $V \geq 5$.
- [Revendication 20] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le nombre d'espacement azimutaux différents ($\Delta\theta, \Delta\theta_i, \Delta\theta_j$) sur l'ensemble des pales (18) de ladite rangée statorique aval de pales statoriques (16) est compris entre 2 et 6.
- [Revendication 21] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le rapport entre :
- la distance (S), suivant l'axe longitudinal (X), entre les deux plans médians, perpendiculaires à l'axe longitudinal, respectivement de la rangée rotorique amont de pales rotoriques (14) et de la rangée statorique aval de pales statoriques (16), et
 - le diamètre maximum (D) du propulseur aéronautique (10), en extrémités radialement externes des pales (18) de la rangée rotorique amont de pales rotoriques (14) ou de la rangée statorique aval de pales statoriques (16),
- est compris entre 0.01 et 0.8, ou de préférence entre 0.15 et 0.35.
- [Revendication 22] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel l'espacement azimutal entre les axes de pales (180a,180b, 19) rotoriques (14) et statoriques (16) est donné par la relation : $\|\theta_{r,n} - \theta_{s,m}\| > 1^\circ$ ou de préférence $\geq 2^\circ$ à un instant où les axes de pales (180a,180b, 19) d'une pale rotorique (14) et d'une pale statorique (16) sont alignés, lorsqu'ils sont projetés sur un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal (X).
- [Revendication 23] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel il y a au moins 2 familles de pales statoriques

dans la rangée de pales statoriques (16), de préférence au moins 3 familles de pales statoriques, et dans lequel chaque famille de pales statoriques comprend une ou plusieurs pales statoriques ayant les mêmes caractéristiques géométriques comprenant corde, épaisseur, hauteur dans laquelle au moins une desdites caractéristiques géométriques est différente des mêmes caractéristiques géométriques des pales statoriques d'une autre famille de pales statoriques.

[Revendication 24] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel les nombres de pales (18) de la rangée rotorique amont (14) et de la rangée statorique aval (16) sont, respectivement de 12 et 10, ou de 14 et 12 ou de 14 et 11.

[Revendication 25] Propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, comprenant successivement, le long de l'axe longitudinal (X), d'amont vers l'aval :

- au moins un compresseur (2),
- au moins une chambre de combustion (4),
- au moins une turbine (6) entraînant le(s) compresseur(s), et
- une entrée d'air (41) vers le(s) compresseur(s) (2), l'entrée d'air (41) étant située à l'aval de la rangée rotorique amont de pales rotoriques (14), et en amont de la rangée statorique aval de pales statoriques (16).

[Revendication 26] Aéronef présentant un axe longitudinal (X1) et comprenant un propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, un fuselage (33) et une aile (31) à laquelle ou auquel est fixé le propulseur aéronautique (10), dans lequel la valeur absolue de l'angle ($\|\beta\|$) entre l'axe longitudinal (X) du propulseur aéronautique et l'axe longitudinal de l'aéronef (X1) varie entre 0.5° et 30° , de préférence entre 2° et 20° , ou encore de préférence entre 3° et 10° .

[Revendication 27] Aéronef présentant un axe longitudinal (X1) et comprenant un propulseur aéronautique (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 25, un fuselage (33) et une aile ou voilure (31) à laquelle ou auquel est fixé le propulseur aéronautique (10), dans lequel $d1 \neq d2$ et $d1$ ou $d2$ est inférieur à $0,75 * D$, de préférence $0,5 * D$ ou encore de préférence $0,3 * D$, avec :

- $d1$ qui peut être défini comme la distance axiale (X) entre le bord de fuite (BF) de la pale statorique vers l'extrémité libre (25) et le bord d'attaque (BA) de la voilure (ou aile), et cela pour la pale statorique la plus proche azimuthalement du bord d'attaque de la voilure, ou aile, et contenue dans le secteur angulaire compris entre $12H$ et $6H$ en passant

par 9H, et

- d2 peut être défini comme la distance axiale (X) entre le bord de fuite (BF) de la pale statorique au niveau de l'extrémité libre et le bord d'attaque de la voilure, ou aile, et cela pour la pale statorique la plus proche azimuthalement au bord d'attaque de la voilure, ou aile, et contenue dans le secteur angulaire compris entre 12H et 6H en passant par 3H.

[Fig. 1]

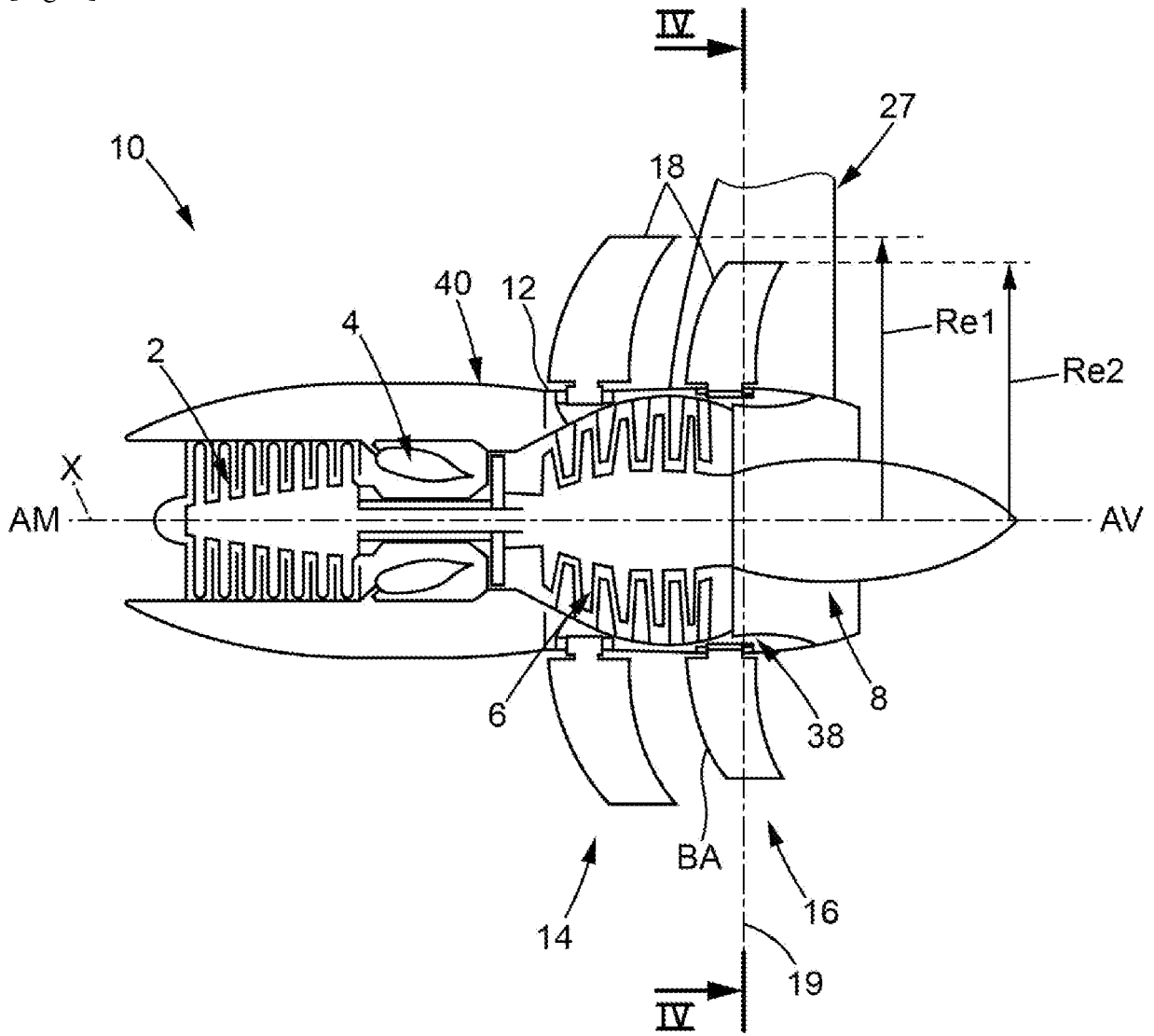


FIG. 1

[Fig. 2]

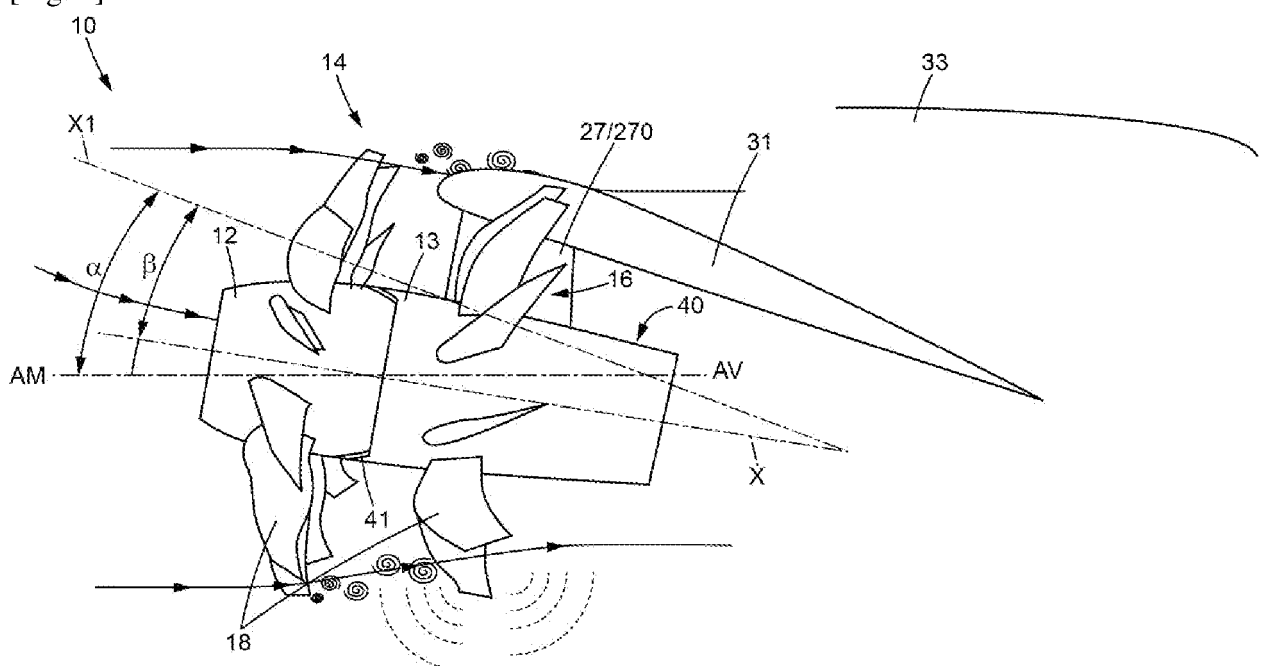


FIG. 2

[Fig. 4]

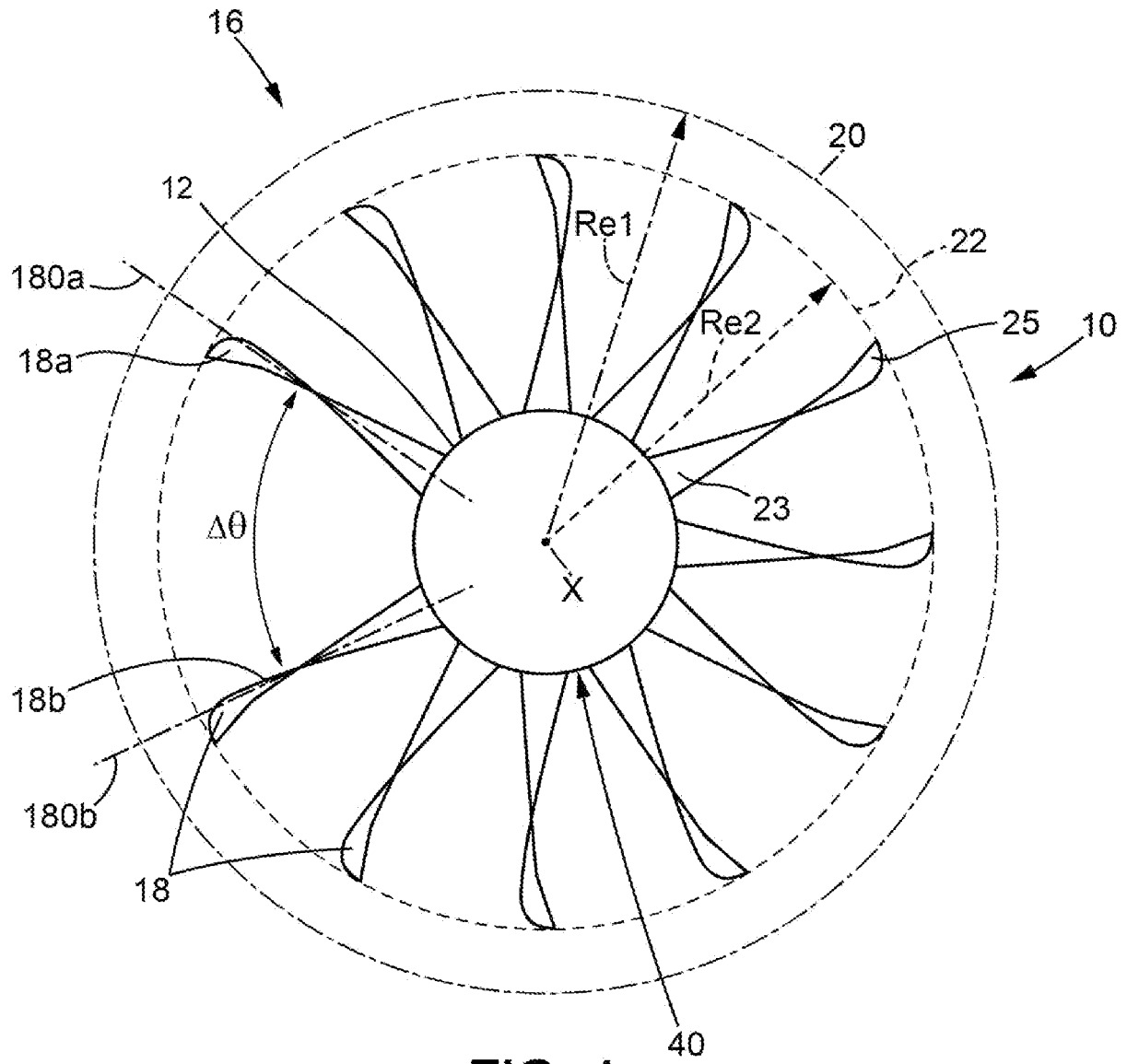


FIG. 4

[Fig. 5]

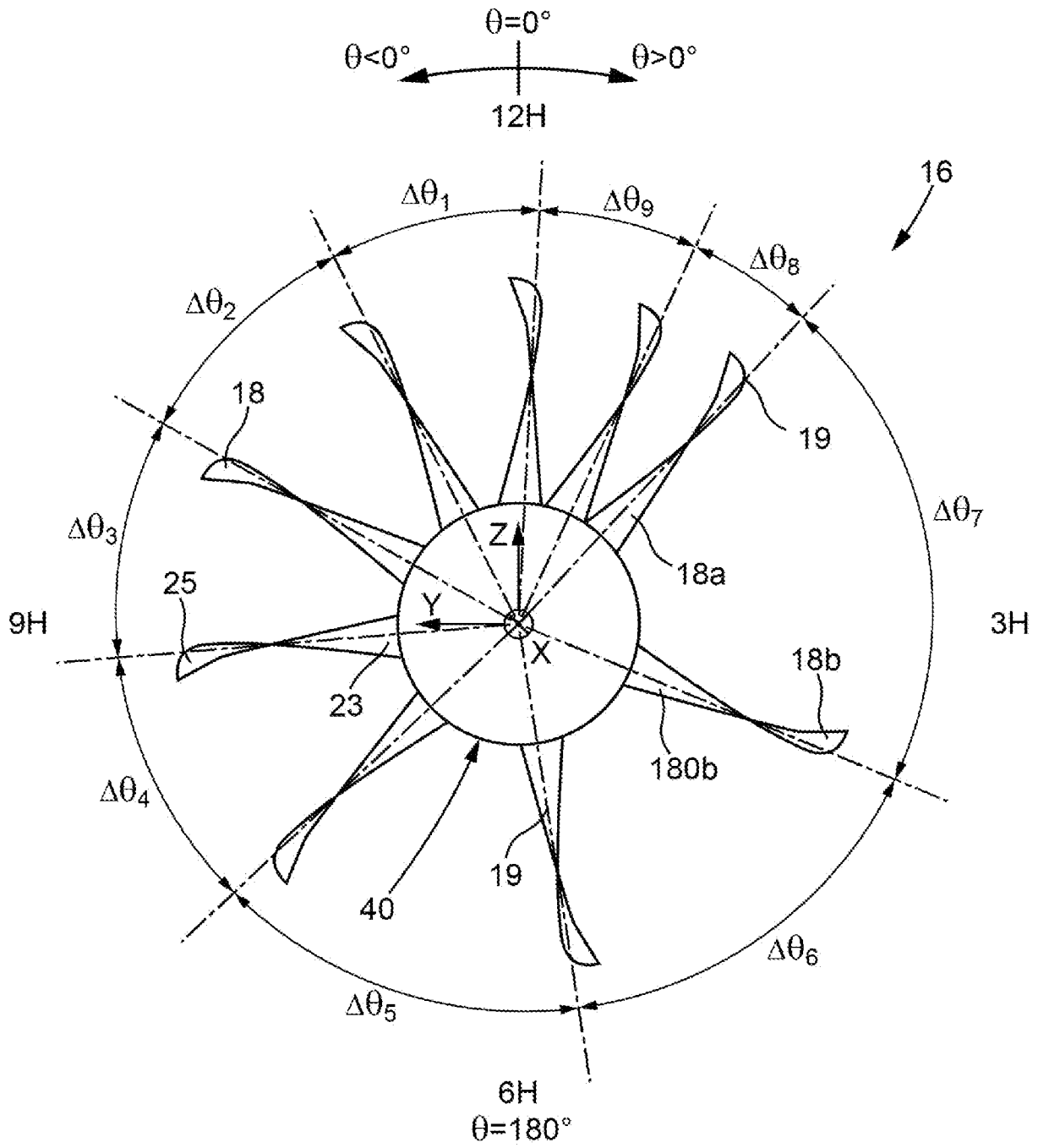


FIG. 5

[Fig. 7]

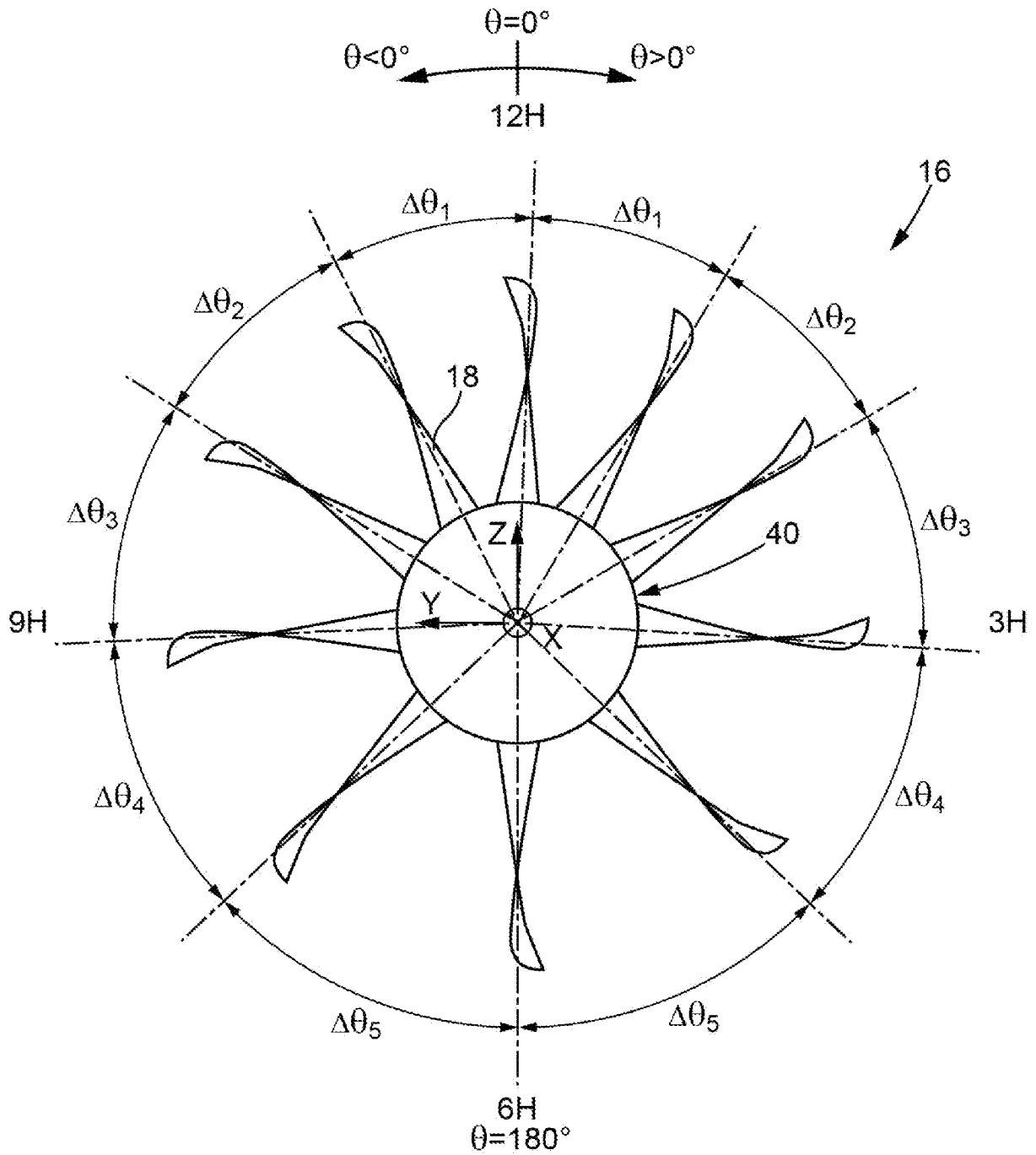


FIG. 7

[Fig. 8]

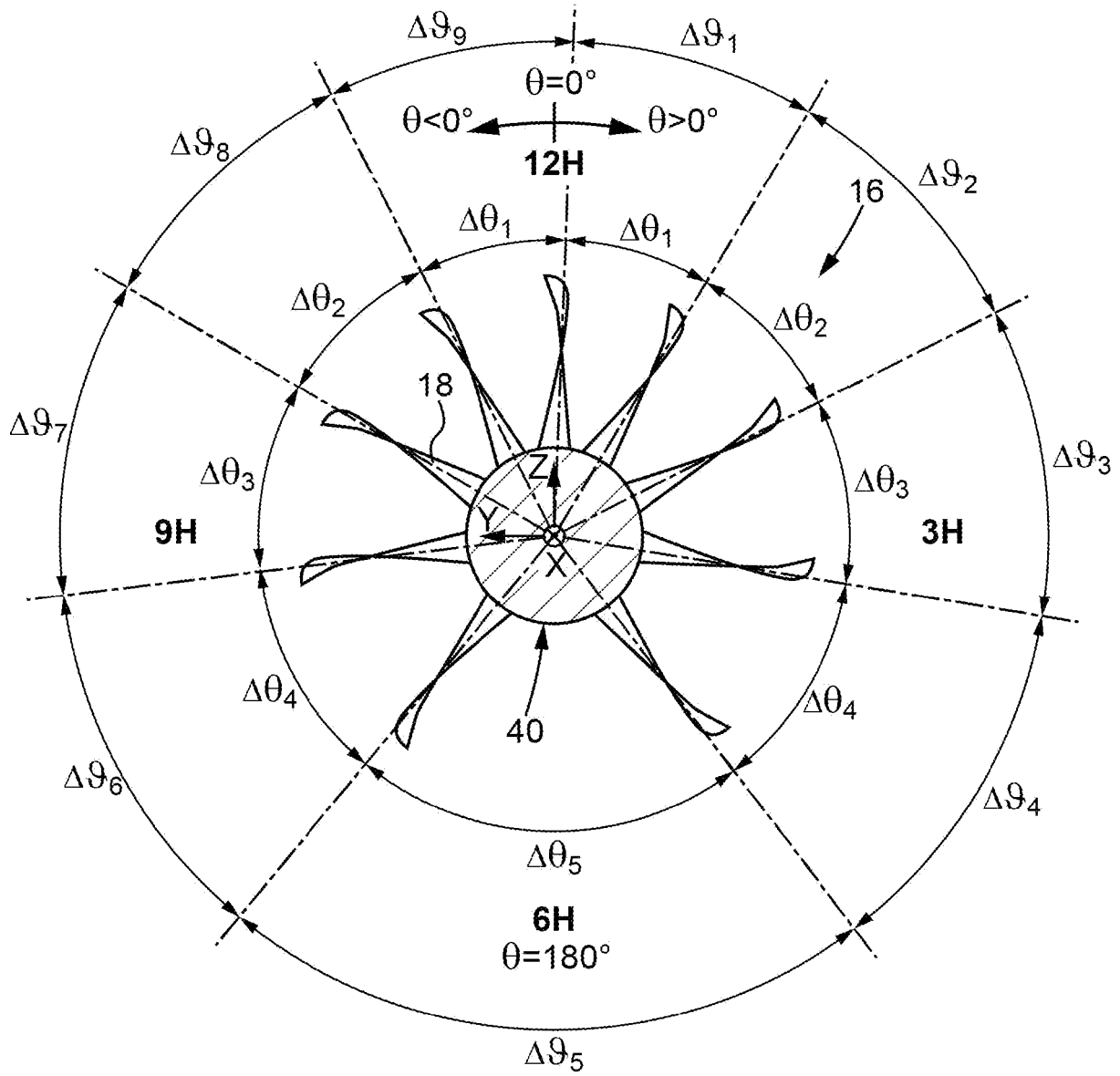


FIG. 8

[Fig. 10]

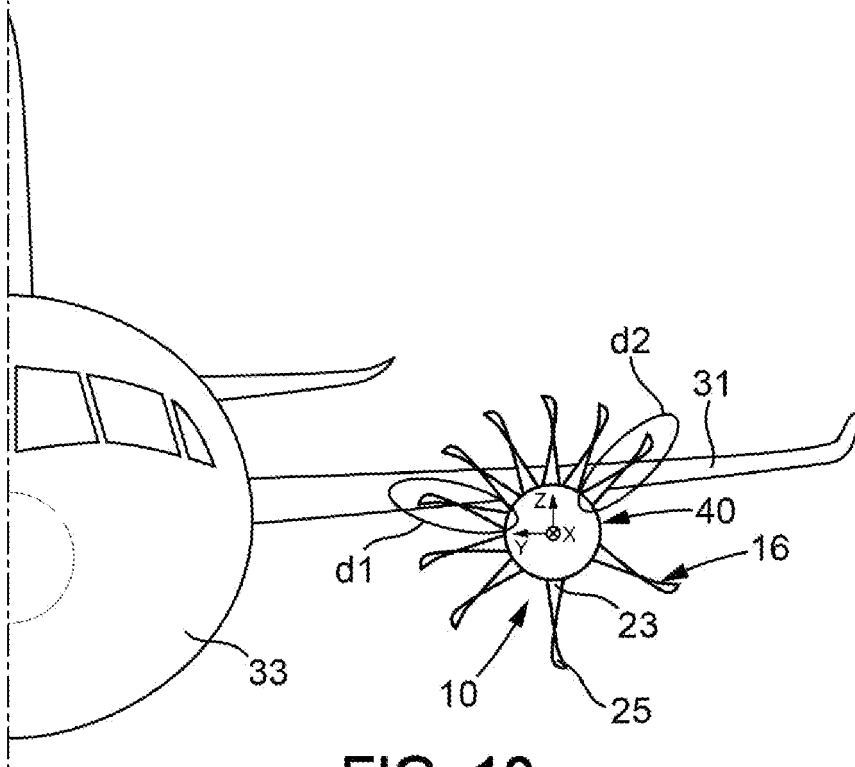


FIG. 10

[Fig. 11]

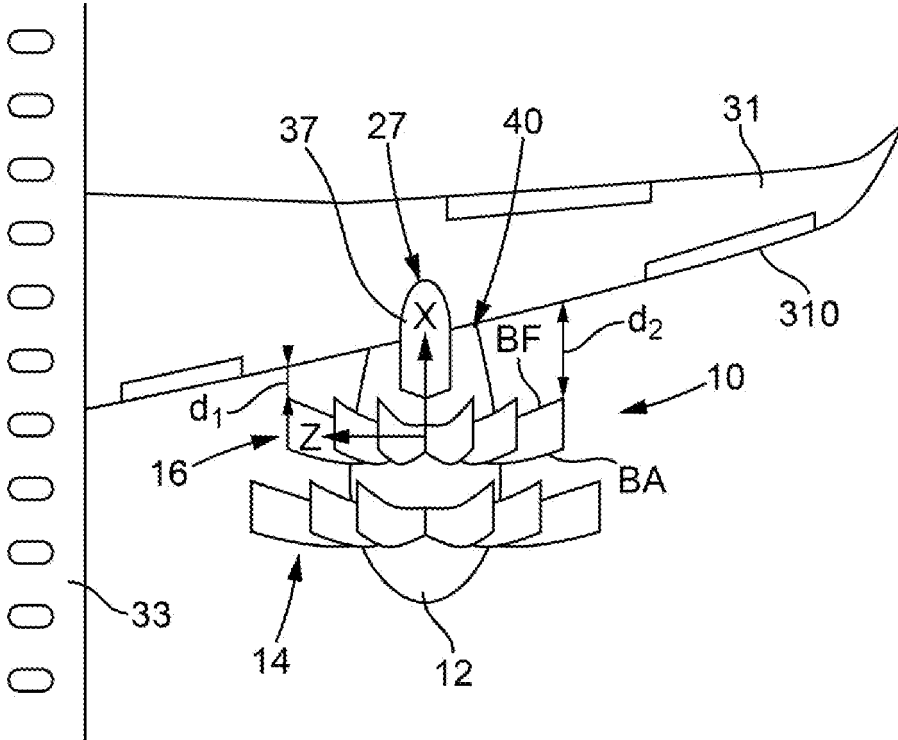


FIG. 11

[Fig. 12]

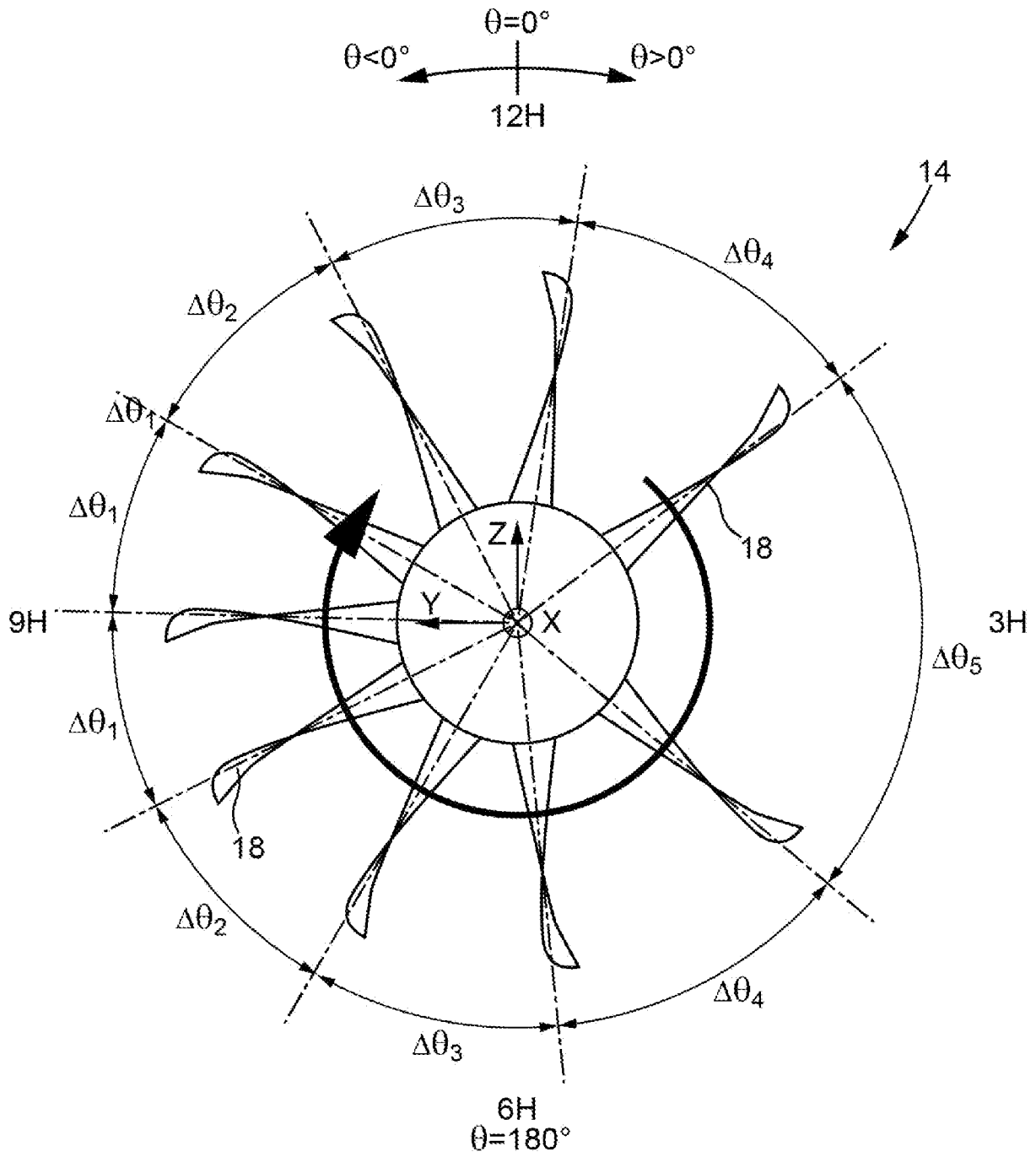


FIG. 12

[Fig. 13]

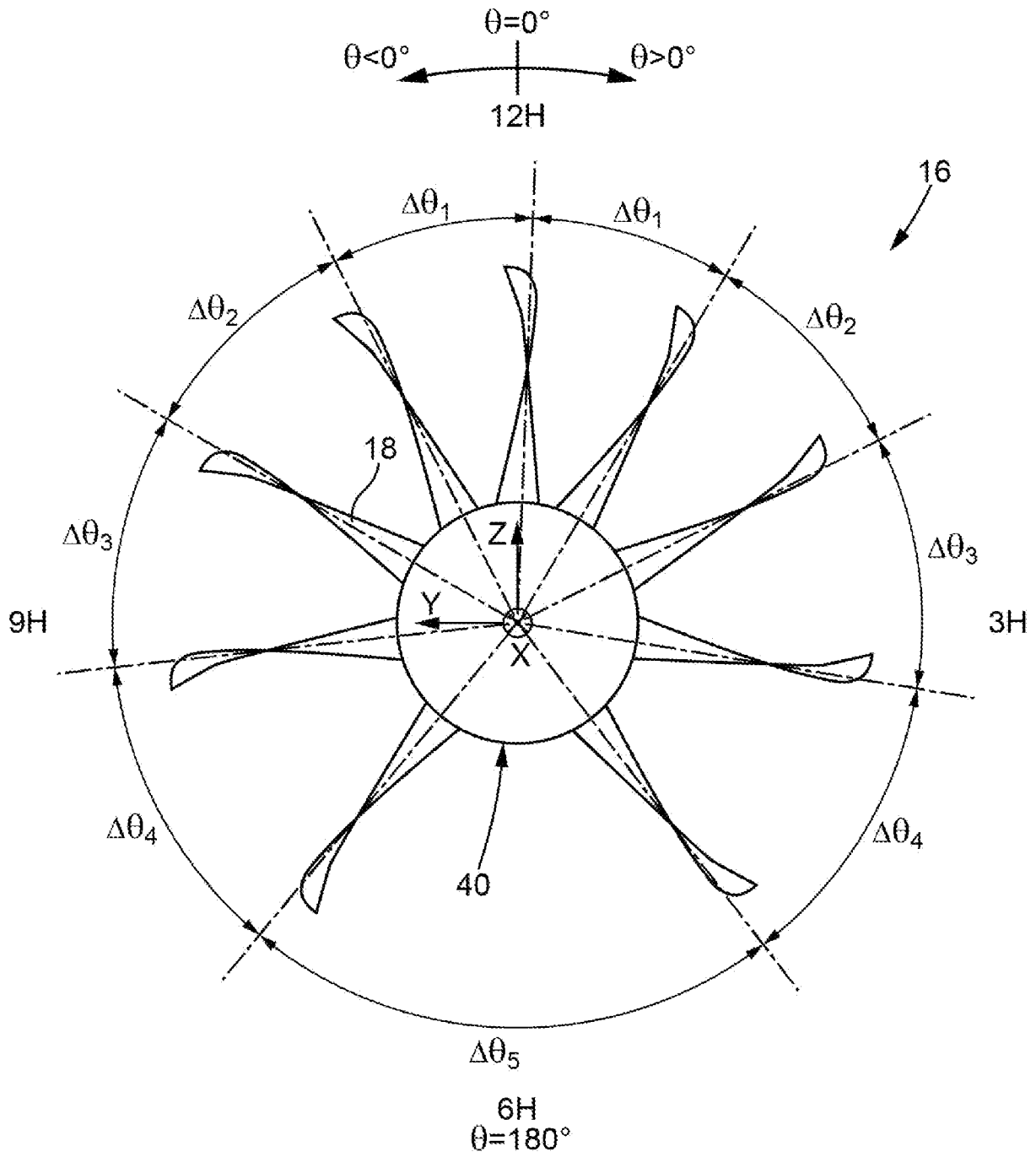
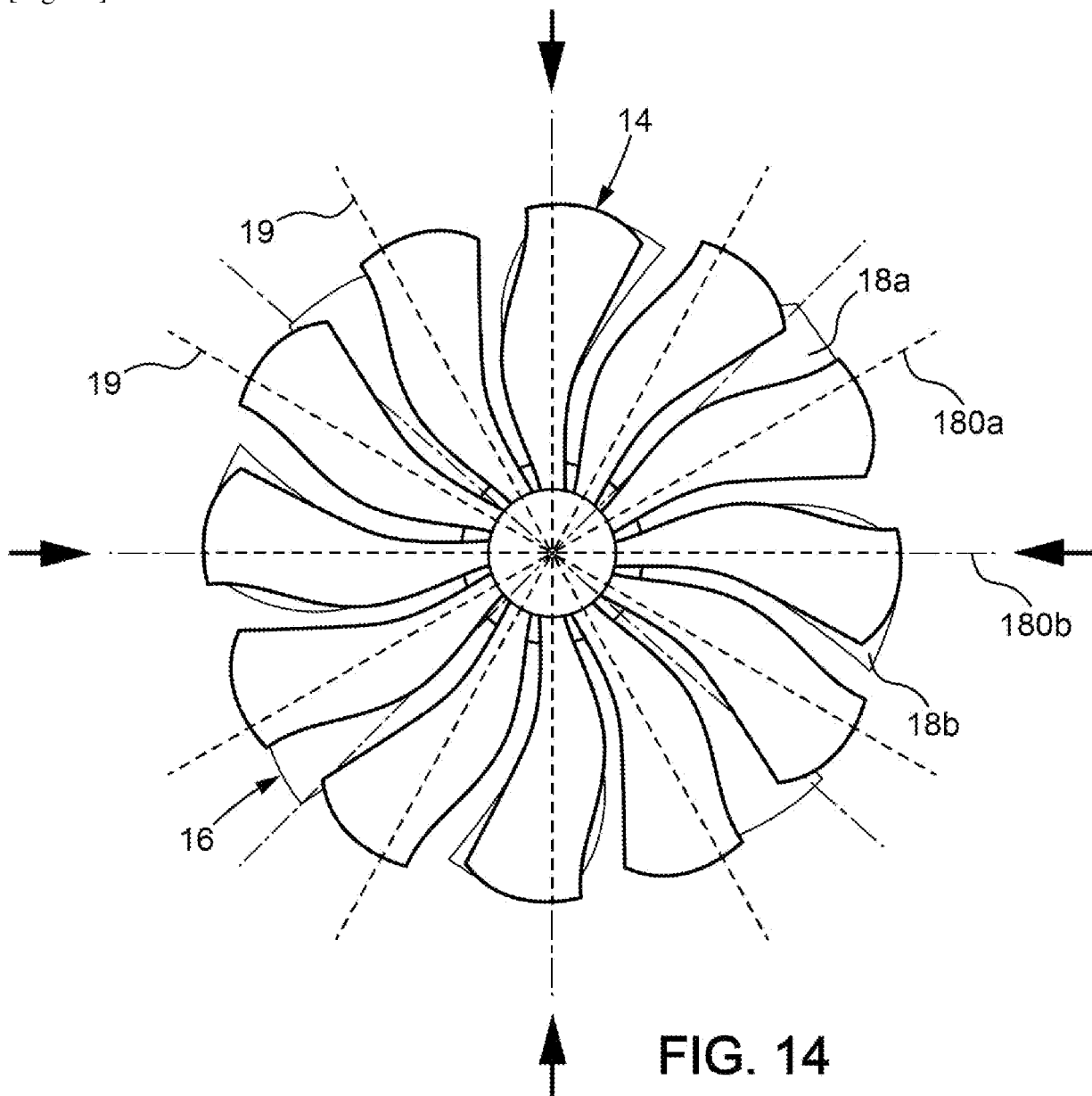


FIG. 13

[Fig. 14]



[Fig. 15]

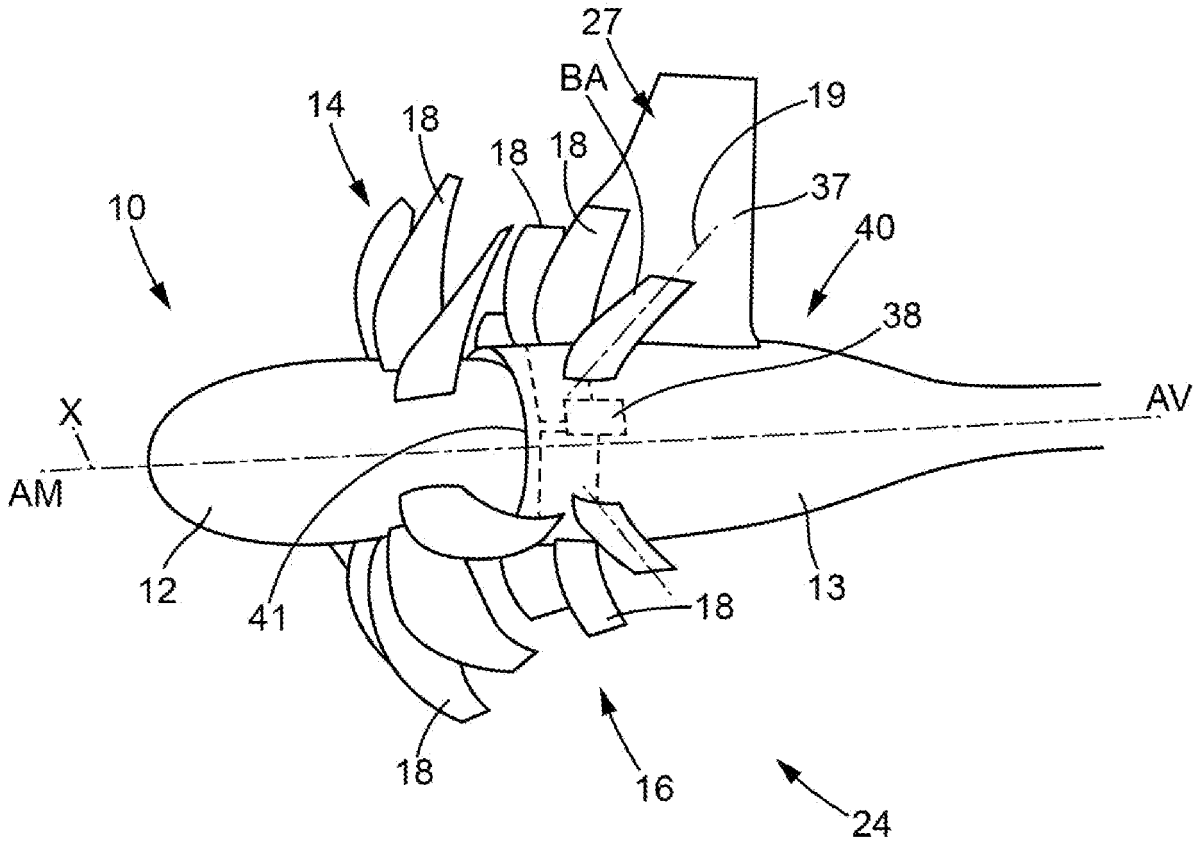


FIG. 15

[Fig. 16]

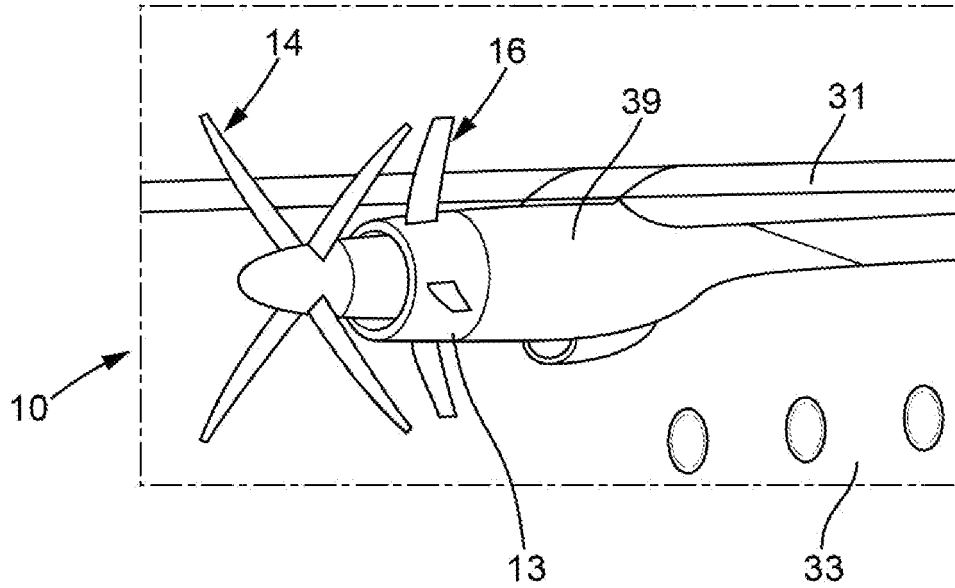


FIG. 16

[Fig. 17]

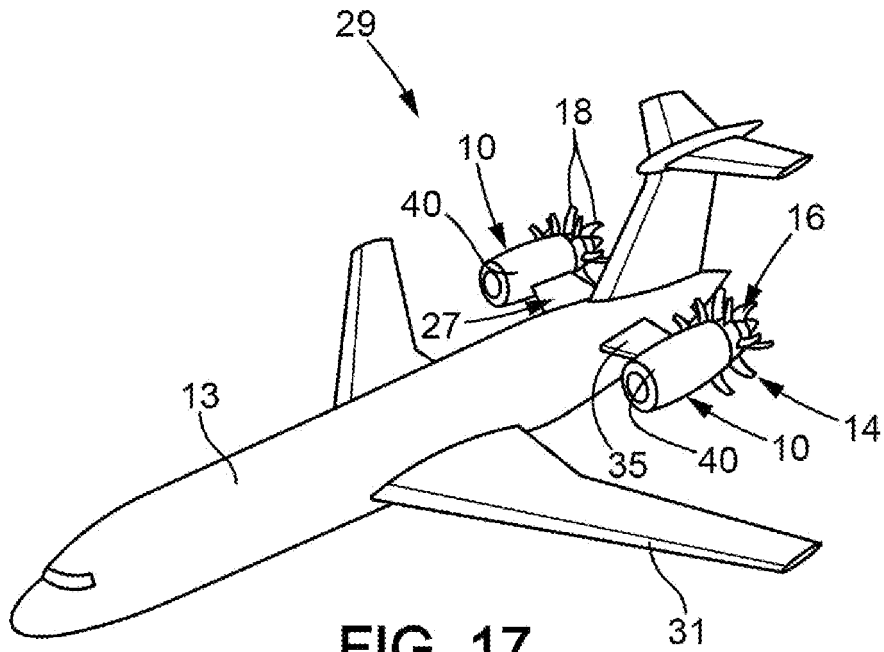


FIG. 17

[Fig. 18]

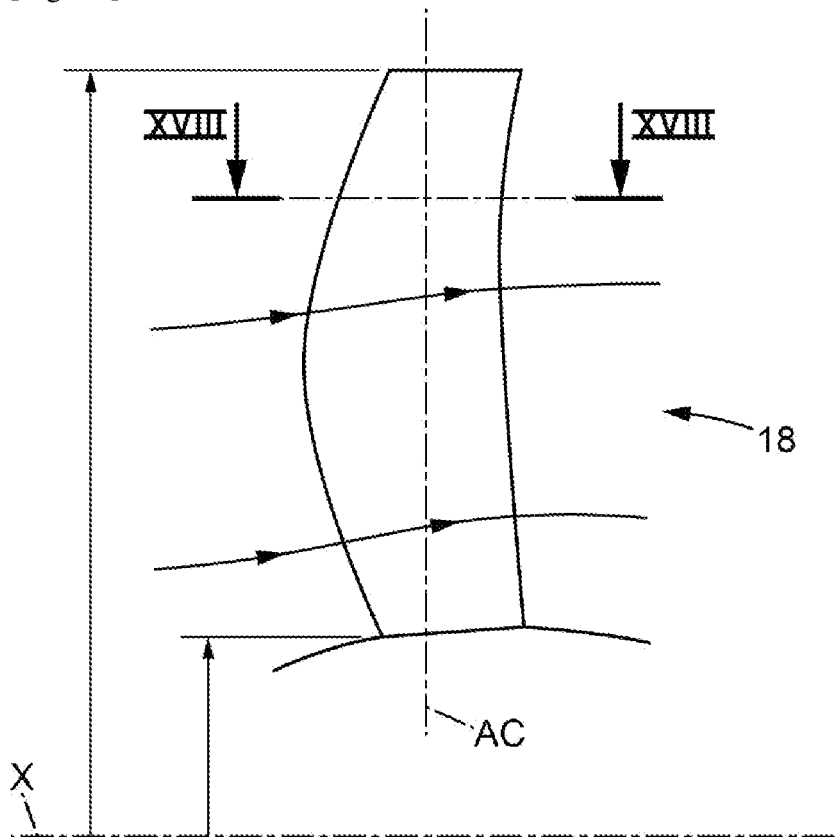
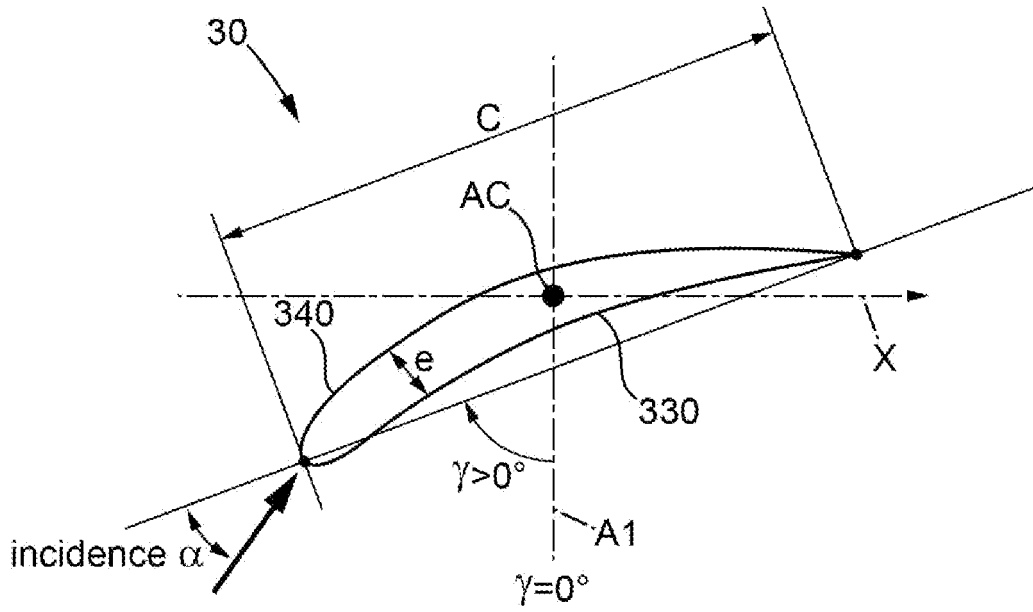
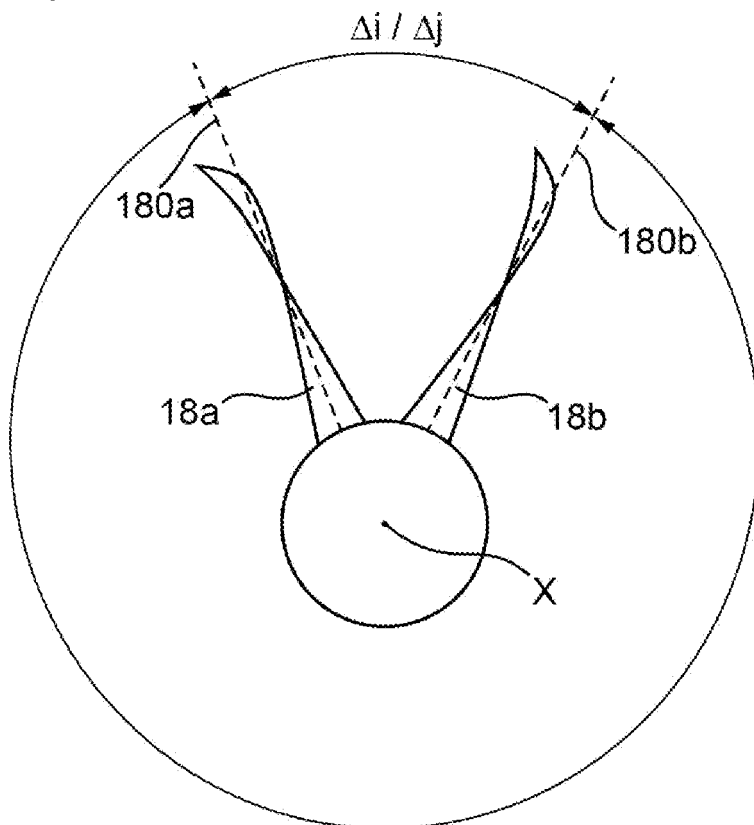


FIG. 18

[Fig. 19]

**FIG. 19**

[Fig. 20]

**FIG. 20**

[Fig. 21]

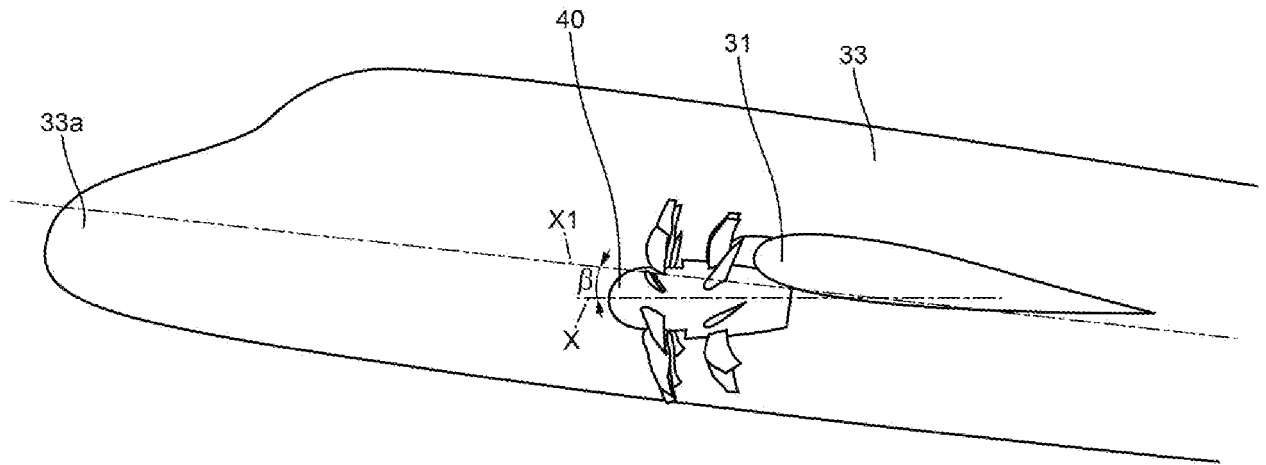


FIG. 21

**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 911687
FR 2211373

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2021/222575 A1 (BREEZE-STRINGFELLOW ANDREW [US] ET AL) 22 juillet 2021 (2021-07-22)	1-6, 8-11, 13, 14, 16-23, 26, 27	B64C11/48 B64C11/18
A	* alinéa [[0048]] - alinéa [[0060]]; figures 1-2 *	7, 12, 15, 24, 25	
X	EP 3 339 180 A1 (AIRBUS OPERATIONS SL [ES]) 27 juin 2018 (2018-06-27)	1-3, 5, 6, 8-11, 16-23	
A	* alinéa [[0050]] - alinéa [[0051]]; figure 5 *	4, 7, 12-15, 24-27	
X	US 2017/313430 A1 (PAUTIS OLIVIER [FR] ET AL) 2 novembre 2017 (2017-11-02)	1-3, 5-14, 16-23, 25	
A	* alinéa [[0037]] - alinéa [[0054]]; figures 1-3 *	4, 26, 27	
A, D	US 9 242 721 B2 (NEUTEBOOM MARTIN O [GB]; ROLLS ROYCE PLC [GB]) 26 janvier 2016 (2016-01-26) * abrégé *	1	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) B64D B64C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
3 mai 2023		Binet, Giovanni	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie		D : cité dans la demande	
A : arrière-plan technologique		L : cité pour d'autres raisons	
O : divulgation non-écrite		
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2211373 FA 911687**

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 **03-05-2023**
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 2021222575 A1	22-07-2021	CN 112664280 A	16-04-2021
		US 2021222575 A1	22-07-2021

EP 3339180 A1	27-06-2018	EP 3339180 A1	27-06-2018
		ES 2835263 T3	22-06-2021

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

US 9242721 B2	26-01-2016	CA 2786059 A1	22-02-2013
		EP 2562082 A2	27-02-2013
		JP 2013043635 A	04-03-2013
		US 2013315701 A1	28-11-2013
