

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

11 N° de publication : 3 143 679

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

21 N° d'enregistrement national : 22 13628

51 Int Cl⁸ : F 02 C 7/36 (2023.01), F 02 K 3/06

12 DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 16.12.22.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 21.06.24 Bulletin 24/25.

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) : LAWNICZEK Baptiste Dorian,
ESCURE Didier, René, André et NGUYEN Alexandre
Thanh Nhan.

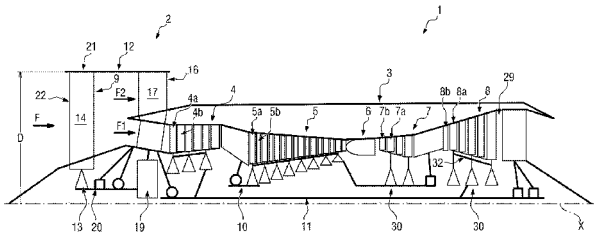
73 Titulaire(s) : Safran Aircraft Engines Société par
actions simplifiée (SAS).

74 Mandataire(s) : REGIMBEAU.

54 Système propulsif aéronautique.

57 Le présent exposé concerne 1. Système propulsif (1)
aéronautique comprenant : un arbre d'entraînement
(11) ; une turbine d'entraînement (8) ; et une section de souf-
flante (2).

Figure pour l'abrégié : Fig. 2



FR 3 143 679 - A1



Description

Titre de l'invention : Système propulsif aéronautique

Domaine technique

[0001] Le présent exposé concerne de manière générale le domaine des systèmes propulsifs, et plus particulièrement des systèmes propulsifs aéronautiques.

ETAT DE LA TECHNIQUE

[0002] Un système propulsif aéronautique comporte généralement, d'amont en aval dans le sens de l'écoulement des gaz, une section de soufflante, une section de compresseur pouvant comprendre un compresseur basse pression et un compresseur haute pression, une chambre de combustion et une section de turbine pouvant comprendre une turbine haute pression et une turbine basse pression. Le compresseur haute pression est entraîné en rotation par la turbine haute pression par l'intermédiaire d'un arbre haute pression. La soufflante et, le cas échéant, le compresseur basse pression sont entraînés en rotation par la turbine basse pression par l'intermédiaire d'un arbre basse pression.

[0003] Les efforts de recherche technologique ont déjà permis d'améliorer de manière très significative les performances environnementales des aéronefs. Notamment, ont été pris en considération les facteurs pertinents dans toutes les phases de conception et de développement pour obtenir des composants et des produits aéronautiques moins énergivores, plus respectueux de l'environnement et dont l'intégration et l'utilisation dans l'aviation civile ont des conséquences environnementales modérées, et ce dans un but d'amélioration de l'efficacité énergétique des aéronefs.

[0004] Par exemple, afin d'améliorer le rendement propulsif d'un système propulsif aéronautique et de réduire sa consommation spécifique, il a été constaté qu'il est avantageux de chercher à augmenter la vitesse de rotation de l'arbre basse pression et/ou de l'arbre haute pression. De même, afin de limiter la traînée et la masse de l'aéronef, et ainsi réduire sa consommation de carburant, il a été constaté qu'il est avantageux de chercher à rendre ses systèmes propulsifs plus compacts, c'est-à-dire à réduire l'encombrement de tout ou partie de leurs composants.

[0005] Toutefois, ce faisant, il apparaît que les composants tournants des systèmes propulsifs aéronautiques, notamment ceux présents au sein de la section de compresseur et de la section de turbine, sont soumis à des efforts centrifuges qui deviennent plus importants, tout en présentant des dimensions plus réduites, ce qui est susceptible d'altérer leur tenue mécanique et/ou limiter leur durée de vie.

EXPOSE GENERAL

[0006] Un but du présent exposé est de réduire la consommation en carburant d'un système propulsif aéronautique sans pour autant limiter la durée de vie de ses composants

tournants.

[0007] Il est à cet effet proposé, selon un aspect du présent exposé, un système propulsif aéronautique comprenant :

- un arbre d'entraînement ;

- une turbine d'entraînement comprenant un stator de turbine d'entraînement et un rotor de turbine d'entraînement, le rotor de turbine d'entraînement étant relié à l'arbre d'entraînement pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de turbine d'entraînement autour d'un axe longitudinal, le rotor de turbine d'entraînement

- comprenant une pluralité de viroles, une pluralité de disques de turbine reliés deux à deux par une virole de la pluralité de viroles, et une pluralité d'aubes de turbine ;

- une section de soufflante comprenant un rotor de soufflante et un stator de soufflante, l'arbre d'entraînement étant relié au rotor de soufflante pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de soufflante autour de l'axe longitudinal ;

- dans lequel au moins une virole de la pluralité de viroles relie un disque de turbine amont à un disque de turbine aval de la pluralité de disques de turbine et présente :

- une surface externe s'étendant en regard du stator de turbine d'entraînement ; et

- un rayon de virole R_v qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe de la virole ;

- dans lequel chacun du disque de turbine amont et du disque de turbine aval est centré sur l'axe longitudinal et présente une surface externe délimitant une pluralité d'alvéoles réparties autour de l'axe longitudinal ;

- dans lequel une première aube de turbine de la pluralité d'aubes de turbine comprend :

- un pied fixé au disque de turbine amont dans une alvéole respective de la pluralité d'alvéoles du disque de turbine amont ;

- une échasse reliée au pied et comprenant une plateforme délimitant une première portion radialement interne d'une veine d'écoulement traversant la turbine d'entraînement ; et

- une pale reliée à la plateforme et s'étendant au sein de la veine d'écoulement, la pale présentant un bord d'attaque, un bord de fuite et une extrémité opposée à la plateforme ;

- dans lequel une deuxième aube de turbine de la pluralité d'aubes de turbine comprend :

- un pied fixé au disque de turbine aval dans une alvéole respective de la pluralité d'alvéoles du disque de turbine aval ;

- une échasse reliée au pied et comprenant une plateforme délimitant une deuxième portion radialement interne de la veine d'écoulement traversant la turbine d'entraînement ; et

une pale reliée à la plateforme et s'étendant au sein de la veine d'écoulement, la pale présentant un bord d'attaque, un bord de fuite et une extrémité opposée à la plateforme ;

dans lequel la veine d'écoulement présente :

un rayon externe amont R_{eam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la première aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la première aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la première aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la première aube de turbine ;

un rayon interne amont R_{iam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la première aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la première aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la première aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la première aube de turbine ;

un rayon externe aval R_{eav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la deuxième aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la deuxième aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la deuxième aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la deuxième aube de turbine ; et

un rayon interne aval R_{iav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la deuxième aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la deuxième aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la deuxième aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la deuxième aube de turbine ;

dans lequel l'arbre d'entraînement présente une vitesse limite ω qui est définie comme la plus grande vitesse à laquelle l'arbre d'entraînement est susceptible d'être entraîné en rotation autour de l'axe longitudinal lors du fonctionnement du système propulsif ;

dans lequel le rayon de virole R_v , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_1 \geq \frac{4 * R_v}{R_{eam} + R_{iam} + R_{eav} + R_{iav}} \geq \chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_2 \text{ et}$$

$$\pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 > \psi_3 \text{ où } \chi \text{ vaut } -0,4 \text{ s}^2.\text{m}^2, \psi_2 \text{ vaut } 0,7, \psi_1 \text{ est inférieur ou égal à } 0,9,$$

ψ_1 est strictement supérieur à ψ_2 , ψ_1 vaut de préférence 0,7844, ψ_3 vaut 14,0 m².s⁻², R_v ,

R_{eam} , R_{icm} , R_{eav} , R_{tav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[0008] Avantageusement, mais facultativement, le système propulsif aéronautique comprend au moins l'une des caractéristiques suivantes, prise seule ou dans une quelconque combinaison :

- au moins l'un du disque de turbine amont et du disque de turbine aval présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine et centré sur l'axe longitudinal ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface interne du disque de turbine ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe du disque de turbine ;

dans lequel le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j et la vitesse limite ω sont tels que :

$\alpha^* R_j^{*\frac{\pi*\omega}{30}} + \beta_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \alpha^* R_j^{*\frac{\pi*\omega}{30}} + \beta_2$ où α vaut $-0,0027 \text{ m.s}^{-1}$, β_1 vaut $1,55$, β_2 est supérieur ou égal à $1,0$, β_2 est strictement inférieur à β_1 , β_2 vaut de préférence $1,2951$, R_a et R_j sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- au moins l'un du disque de turbine amont et du disque de turbine aval présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine et centré sur l'axe longitudinal, la surface interne présentant un bord amont et un bord aval ;

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont et le bord aval de la surface interne ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe du disque de turbine ;

dans lequel la largeur d'alésage L_a , le rayon de jante R_j et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\gamma^* \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_j} \leq \gamma^* \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \delta_3 \text{ où } \gamma \text{ vaut } 0,2424 \text{ s}^2.\text{m}^2, \delta_2 \text{ vaut } 12,0, \delta_1 \text{ est supérieur ou égal à } -8,0,$$

δ_1 est strictement inférieur à δ_2 , δ_1 vaut de préférence $2,0$, δ_3 vaut $40,0 \text{ m}^2.\text{s}^2$, L_a et R_j sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- le disque de turbine amont présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine amont et centré sur l'axe longitudinal ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe lon-

gitudinal et la surface interne du disque de turbine amont ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe du disque de turbine amont ;

dans lequel le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\zeta * \pi * (R_{eam}^2 - R_{iam}^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_{eam}^2 - R_{iam}^2) * \omega^2 + \kappa_2 \text{ où } \zeta \text{ vaut } -0,0091$$

$s^2.m^2$, κ_1 vaut 1,1, κ_2 est supérieur ou égal à 0,3, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence 0,864, R_a , R_j , R_{eam} et R_{iam} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- le disque de turbine aval présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine aval et centré sur l'axe longitudinal ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface interne du disque de turbine aval ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe du disque de turbine aval ;

dans lequel le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\zeta * \pi * (R_{eav}^2 - R_{iav}^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_{eav}^2 - R_{iav}^2) * \omega^2 + \kappa_2 \text{ où } \zeta \text{ vaut } -0,0091$$

$s^2.m^2$, κ_1 vaut 1,1, κ_2 est supérieur ou égal à 0,3, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence 0,864, R_a , R_j , R_{eav} et R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- le disque de turbine amont présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine amont et centré sur l'axe longitudinal, la surface interne présentant un bord amont et un bord aval ; et

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont et le bord aval de la surface interne ;

dans lequel la largeur d'alésage L_a , le rayon interne amont R_{iam} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\lambda * \frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_{iam}} \leq \lambda * \frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2.m^2, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur ou égal à } -4,0,$$

μ_1 est strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence 3,0, μ_3 vaut 55,0 $m^2.s^2$, L_a et R_{iam} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- le disque de turbine aval présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine aval et centré sur l'axe longitudinal, la surface interne présentant un bord amont et un bord aval ; et

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont et le bord aval de la surface interne ;

dans lequel la largeur d'alésage L_a , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\lambda * \frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_{iav}} \leq \lambda * \frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur ou égal à } -4,0,$$

μ_1 est strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence 3,0, μ_3 vaut 55,0 $\text{m}^2.\text{s}^{-2}$, L_a et R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- le système propulsif aéronautique comprend en outre :

un arbre de soufflante relié au rotor de soufflante pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de soufflante autour de l'axe longitudinal ; et

un mécanisme de réduction couplant l'arbre d'entraînement à l'arbre de soufflante afin d'entraîner l'arbre de soufflante à une vitesse de rotation inférieure à une vitesse de rotation de l'arbre d'entraînement ;

- la section de soufflante présente un rapport de pression de soufflante, correspondant à un rapport entre une pression moyenne en sortie de la section de soufflante et une pression moyenne en entrée de la section de soufflante, qui est inférieur ou égal à 1,45, de préférence inférieur ou égal à 1,30 ;

- un diamètre du rotor de soufflante est compris entre 80 pouces et 185 pouces inclus, de préférence entre 85 pouces et 120 pouces inclus, par exemple de l'ordre de 90 pouces ;

- la section de soufflante est carénée et le système propulsif présente un taux de dilution supérieur ou égal à 10, par exemple compris entre 10 et 35 inclus, de préférence entre 10 et 18 inclus ;

- la section de soufflante est carénée et le rotor de soufflante comprend un moyeu et une pluralité d'aubes s'étendant radialement à partir du moyeu, et une vitesse périphérique à un sommet d'au moins une aube de la pluralité d'aubes, lorsque le système propulsif est stationnaire en régime de décollage dans une atmosphère standard et au niveau de la mer, est comprise entre 260 $\text{m}.\text{s}^{-1}$ et 400 $\text{m}.\text{s}^{-1}$ inclus ;

- la section de soufflante est non-carénée et le système propulsif présente un taux de dilution supérieur ou égal à 40, par exemple compris entre 40 et 80 inclus ;

- la section de soufflante est non-carénée et le rotor de soufflante comprend un moyeu et une pluralité d'aubes s'étendant radialement à partir du moyeu, et une vitesse péri-

phérique à un sommet d'au moins une aube de la pluralité d'aubes, lorsque le système propulsif est stationnaire en régime de décollage dans une atmosphère standard et au niveau de la mer, est comprise entre 210 m.s^{-1} et 260 m.s^{-1} inclus ;

- la turbine d'entraînement comprend au moins trois étages et au plus sept étages ;

- le système propulsif aéronautique comprend en outre un compresseur basse pression comprenant un stator de compresseur basse pression et un rotor de compresseur basse pression, l'arbre d'entraînement étant relié au rotor de compresseur basse pression pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de compresseur basse pression autour de l'axe longitudinal, le compresseur basse pression comprenant au moins deux étages et au plus quatre étages ;

- le système propulsif aéronautique comprend en outre :

un arbre haute pression ;

une turbine haute pression comprenant un stator de turbine haute pression et un rotor de turbine haute pression, le rotor de turbine haute pression étant relié à l'arbre haute pression pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de turbine haute pression autour de l'axe longitudinal ; et

un compresseur haute pression comprenant un stator de compresseur haute pression et un rotor de compresseur haute pression, l'arbre haute pression étant relié au rotor de compresseur haute pression pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de compresseur haute pression autour de l'axe longitudinal ;

- la turbine haute pression est biétages ; et

- le compresseur haute pression comprend au moins huit étages et au plus onze étages.

[0009] Selon un autre aspect du présent exposé, il est proposé un aéronef comprenant une cellule, un mât et un système propulsif selon le présent exposé, le système propulsif étant fixé à la cellule par l'intermédiaire du mât.

[0010] Selon un autre aspect du présent exposé, il est proposé une turbine d'entraînement comprenant un stator de turbine d'entraînement et un rotor de turbine d'entraînement, le rotor de turbine d'entraînement comprenant une pluralité de viroles, une pluralité de disques de turbine reliés deux à deux par une virole de la pluralité de viroles, et une pluralité d'aubes de turbine ;

dans lequel au moins une virole de la pluralité de viroles relie un disque de turbine amont à un disque de turbine aval de la pluralité de disques de turbine et présente :

une surface externe prévu pour s'étendre en regard du stator de turbine d'entraînement ; et

un rayon de virole R_v qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe de la virole ;

dans lequel chacun du disque de turbine amont et du disque de turbine aval est centré sur l'axe longitudinal et présente une surface externe délimitant une pluralité

d'alvéoles réparties autour de l'axe longitudinal ;

dans lequel une première aube de turbine de la pluralité d'aubes de turbine comprend :
un pied fixé au disque de turbine amont dans une alvéole respective de la pluralité d'alvéoles du disque de turbine amont ;

une échasse reliée au pied et comprenant une plateforme délimitant une première portion radialement interne d'une veine d'écoulement traversant la turbine d'entraînement ; et

une pale reliée à la plateforme et s'étendant au sein de la veine d'écoulement, la pale présentant un bord d'attaque, un bord de fuite et une extrémité opposée à la plateforme ;

dans lequel une deuxième aube de turbine de la pluralité d'aubes de turbine comprend :
un pied fixé au disque de turbine aval dans une alvéole respective de la pluralité d'alvéoles du disque de turbine aval ;

une échasse reliée au pied et comprenant une plateforme délimitant une deuxième portion radialement interne de la veine d'écoulement traversant la turbine d'entraînement ; et

une pale reliée à la plateforme et s'étendant au sein de la veine d'écoulement, la pale présentant un bord d'attaque, un bord de fuite et une extrémité opposée à la plateforme ;

dans lequel la veine d'écoulement présente :

un rayon externe amont R_{eam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la première aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la première aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la première aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la première aube de turbine ;

un rayon interne amont R_{iam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la première aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la première aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la première aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la première aube de turbine ;

un rayon externe aval R_{eav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la deuxième aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la deuxième aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la deuxième aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la deuxième aube de turbine ; et

un rayon interne aval R_{iav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une

distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la deuxième aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la deuxième aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la deuxième aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la deuxième aube de turbine ;

dans lequel le rotor de turbine d'entraînement présente une vitesse limite ω qui est définie comme la plus grande vitesse à laquelle le rotor de turbine d'entraînement est susceptible d'être entraîné en rotation par rapport au stator de turbine d'entraînement autour de l'axe longitudinal ;

dans lequel le rayon de virole R_v , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_1 \geq \frac{4 * R_v}{R_{eam} + R_{iam} + R_{eav} + R_{iav}} \geq \chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_2 \text{ et}$$

$$\pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 > \psi_3 \text{ où } \chi \text{ vaut } -0,4 \text{ s}^2 \cdot \text{m}^{-2}, \psi_2 \text{ vaut } 0,7, \psi_1 \text{ est inférieur ou égal à } 0,9,$$

ψ_1 est strictement supérieur à ψ_2 , ψ_1 vaut de préférence 0,7844, ψ_3 vaut 14,0 m².s⁻², R_v , R_{eam} , R_{iam} , R_{eav} , R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[0011] Selon un autre aspect du présent exposé, il est proposé un procédé de fabrication d'un système propulsif, le système propulsif comprenant :

un arbre d'entraînement ;

une turbine d'entraînement comprenant un stator de turbine d'entraînement et un rotor de turbine d'entraînement, le rotor de turbine d'entraînement étant relié à l'arbre d'entraînement pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de turbine d'entraînement autour d'un axe longitudinal, le rotor de turbine d'entraînement comprenant une pluralité de viroles, une pluralité de disques de turbine reliés deux à deux par une virole de la pluralité de viroles, et une pluralité d'aubes de turbine ;

une section de soufflante comprenant un rotor de soufflante et un stator de soufflante, l'arbre d'entraînement étant relié au rotor de soufflante pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de soufflante autour de l'axe longitudinal ;

dans lequel au moins une virole de la pluralité de viroles relie un disque de turbine amont à un disque de turbine aval de la pluralité de disques de turbine et présente :

une surface externe s'étendant en regard du stator de turbine d'entraînement ; et

un rayon de virole R_v qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe de la virole ;

dans lequel chacun du disque de turbine amont et du disque de turbine aval est centré sur l'axe longitudinal et présente une surface externe délimitant une pluralité d'alvéoles réparties autour de l'axe longitudinal ;

dans lequel une première aube de turbine de la pluralité d'aubes de turbine comprend :
un pied fixé au disque de turbine amont dans une alvéole respective de la pluralité d'alvéoles du disque de turbine amont ;

une échasse reliée au pied et comprenant une plateforme délimitant une première portion radialement interne d'une veine d'écoulement traversant la turbine d'entraînement ; et

une pale reliée à la plateforme et s'étendant au sein de la veine d'écoulement, la pale présentant un bord d'attaque, un bord de fuite et une extrémité opposée à la plateforme ;

dans lequel une deuxième aube de turbine de la pluralité d'aubes de turbine comprend :
un pied fixé au disque de turbine aval dans une alvéole respective de la pluralité d'alvéoles du disque de turbine aval ;

une échasse reliée au pied et comprenant une plateforme délimitant une deuxième portion radialement interne de la veine d'écoulement traversant la turbine d'entraînement ; et

une pale reliée à la plateforme et s'étendant au sein de la veine d'écoulement, la pale présentant un bord d'attaque, un bord de fuite et une extrémité opposée à la plateforme ;

dans lequel la veine d'écoulement présente :

un rayon externe amont R_{eam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la première aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la première aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la première aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la première aube de turbine ;

un rayon interne amont R_{iam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la première aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la première aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la première aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la première aube de turbine ;

un rayon externe aval R_{eav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la deuxième aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la deuxième aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre l'extrémité de la pale de la deuxième aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la deuxième aube de turbine ; et

un rayon interne aval R_{iav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la deuxième

aube de turbine et le bord d'attaque de la pale de la deuxième aube de turbine et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal et une jonction entre la plateforme de la deuxième aube de turbine et le bord de fuite de la pale de la deuxième aube de turbine ;

dans lequel l'arbre d'entraînement présente une vitesse limite ω qui est définie comme la plus grande vitesse à laquelle l'arbre d'entraînement est susceptible d'être entraîné en rotation autour de l'axe longitudinal lors du fonctionnement du système propulsif ; dans lequel le procédé comprend un dimensionnement de l'au moins une virole, un dimensionnement de la première aube de turbine et un dimensionnement de la deuxième aube de turbine mis en œuvre de sorte à ce que le rayon de virole R_v , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_1 \geq \frac{4 * R_v}{R_{eam} + R_{iam} + R_{eav} + R_{iav}} \geq \chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_2 \text{ et}$$

$$\pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 > \psi_3 \quad \text{où } \chi \text{ vaut } -0,4 \text{ s}^2 \cdot \text{m}^{-2}, \psi_2 \text{ vaut } 0,7, \psi_1 \text{ est inférieur ou égal à } 0,9,$$

ψ_1 est strictement supérieur à ψ_2 , ψ_1 vaut de préférence 0,7844, ψ_3 vaut 14,0 m².s⁻², R_v , R_{eam} , R_{iam} , R_{eav} , R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[0012] Avantageusement, mais facultativement, le procédé selon le présent exposé peut comprendre au moins l'une des caractéristiques suivantes, prise seule ou dans une quelconque combinaison :

- au moins l'un du disque de turbine amont et du disque de turbine aval présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine et centré sur l'axe longitudinal ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface interne du disque de turbine ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe du disque de turbine ;

dans lequel le procédé comprend en outre un dimensionnement de l'un du disque de turbine amont et du disque de turbine aval mis en œuvre de sorte à ce que le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\alpha * R_j * \frac{\pi * \omega}{30} + \beta_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \alpha * R_j * \frac{\pi * \omega}{30} + \beta_2 \quad \text{où } \alpha \text{ vaut } -0,0027 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}, \beta_1 \text{ vaut } 1,55,$$

β_2 est supérieur ou égal à 1,0, β_2 est strictement inférieur à β_1 , β_2 vaut de préférence 1,2951, R_a et R_j sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- au moins l'un du disque de turbine amont et du disque de turbine aval présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine et

centré sur l'axe longitudinal, la surface interne présentant un bord amont et un bord aval ;

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont et le bord aval de la surface interne ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe du disque de turbine ;

dans lequel le procédé comprend en outre un dimensionnement de l'un du disque de turbine amont et du disque de turbine aval mis en œuvre de sorte à ce que la largeur d'alésage L_a , le rayon de jante R_j et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\gamma * \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_j} \leq \gamma * \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \delta_3 \text{ où } \gamma \text{ vaut } 0,2424 \text{ s}^2.\text{m}^2, \delta_2 \text{ vaut } 12,0, \delta_1 \text{ est supérieur ou égal à } -8,0, \delta_1$$

est strictement inférieur à δ_2 , δ_1 vaut de préférence 2,0, δ_3 vaut 40,0 $\text{m}^2.\text{s}^2$, L_a et R_j sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- le disque de turbine amont présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine amont et centré sur l'axe longitudinal ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface interne du disque de turbine amont ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe du disque de turbine amont ;

dans lequel le procédé comprend en outre un dimensionnement du disque de turbine amont et un dimensionnement de la première aube de turbine mis en œuvre de sorte à ce que le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\zeta * \pi * (R_{eam}^2 - R_{iam}^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_{eam}^2 - R_{iam}^2) * \omega^2 + \kappa_2 \text{ où } \zeta \text{ vaut } -0,0091$$

$\text{s}^2.\text{m}^2$, κ_1 vaut 1,1, κ_2 est supérieur ou égal à 0,3, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence 0,864, R_a , R_j , R_{eam} et R_{iam} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- le disque de turbine aval présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine aval et centré sur l'axe longitudinal ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface interne du disque de turbine aval ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe du disque de turbine aval ;

dans lequel le procédé comprend en outre un dimensionnement du disque de turbine

aval et un dimensionnement de la deuxième aube de turbine mis en œuvre de sorte à ce que le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\zeta * \pi * (R_{eav}^2 - R_{iav}^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_{eav}^2 - R_{iav}^2) * \omega^2 + \kappa_2$$
 où ζ vaut $-0,0091 \text{ s}^2 \cdot \text{m}^{-2}$, κ_1 vaut $1,1$, κ_2 est supérieur ou égal à $0,3$, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence $0,864$, R_a , R_j , R_{eav} et R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ;

- le disque de turbine amont présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine amont et centré sur l'axe longitudinal, la surface interne présentant un bord amont et un bord aval ; et

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont et le bord aval de la surface interne ;

dans lequel le procédé comprend en outre un dimensionnement du disque de turbine amont et un dimensionnement de la première aube de turbine mis en œuvre de sorte à ce que la largeur d'alésage L_a , le rayon interne amont R_{iam} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\lambda * \frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_{iam}} \leq \lambda * \frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2 \cdot \text{m}^{-2}, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur ou égal à } -4,0,$$

μ_1 est strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence $3,0$, μ_3 vaut $55,0 \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-2}$, L_a et R_{iam} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute ; et

- le disque de turbine aval présente en outre :

une surface interne délimitant un alésage circulaire traversant le disque de turbine aval et centré sur l'axe longitudinal, la surface interne présentant un bord amont et un bord aval ; et

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont et le bord aval de la surface interne ;

dans lequel le procédé comprend en outre un dimensionnement du disque de turbine aval et un dimensionnement de la deuxième aube de turbine mis en œuvre de sorte à ce que la largeur d'alésage L_a , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\lambda * \frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_{iav}} \leq \lambda * \frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2 \cdot \text{m}^{-2}, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur ou égal à } -4,0,$$

μ_1 est strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence $3,0$, μ_3 vaut $55,0 \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-2}$, L_a et R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

DESCRIPTION DES FIGURES

- [0013] D'autres caractéristiques, buts et avantages ressortiront de la description qui suit, qui est purement illustrative et non limitative, et qui doit être lue en regard des dessins annexés sur lesquels :
- [0014] La [Fig.1] illustre un exemple d'aéronef pouvant comprendre un système propulsif.
- [0015] La [Fig.2] est une vue schématique, partielle et en coupe d'un exemple de système propulsif dans lequel la section de soufflante est carénée.
- [0016] La [Fig.3] est une vue schématique, partielle et en coupe d'un exemple de système propulsif dans lequel la section de soufflante est non-carénée.
- [0017] La [Fig.4] est une vue en coupe schématique d'un exemple de mécanisme de réduction planétaire.
- [0018] La [Fig.5] est une vue en coupe schématique d'un exemple de mécanisme de réduction épicycloïdal.
- [0019] La [Fig.6] est une vue en perspective schématique d'un exemple d'étage d'un rotor de la section de turbine d'un système propulsif.
- [0020] La [Fig.7] illustre une vue schématique de face et une vue schématique en coupe d'un exemple de disque d'un étage d'un rotor de la section de turbine d'un système propulsif.
- [0021] La [Fig.8A] est une vue en perspective schématique d'un exemple d'une aube d'un étage d'un rotor de la section de turbine d'un système propulsif.
- [0022] La [Fig.8B] est une vue de côté de la [Fig.8A].
- [0023] La [Fig.9] est une vue en coupe schématique d'un exemple d'un étage d'un rotor de la section de turbine d'un système propulsif.
- [0024] La [Fig.10] est un organigramme illustrant des étapes d'un exemple de mise en œuvre d'un procédé de fabrication d'un système propulsif.
- [0025] Sur l'ensemble des figures, les éléments similaires portent des références identiques.

DESCRIPTION DETAILLEE

- [0026] Un système propulsif 1 présente une direction principale s'étendant selon un axe longitudinal X et comprend, d'amont en aval dans le sens de l'écoulement des gaz dans le système propulsif 1 lorsqu'il est en fonctionnement, une section de soufflante 2 et un corps primaire 3, souvent appelé « générateur de gaz », comportant une section de compresseur 4, 5, une chambre de combustion 6 et une section de turbine 7, 8. Le système propulsif 1 est ici un système propulsif 1 aéronautique configuré pour être fixé à la cellule d'un aéronef 100 par l'intermédiaire d'un pylône (ou mât).
- [0027] La section de compresseur 4, 5 comprend une succession d'étages comprenant chacun une roue d'aubes mobiles (rotor) 4a, 5a tournant devant une roue d'aubes fixes (stator) 4b, 5b. La section de turbine 7, 8 comprend également une succession d'étages

comprenant chacun une roue d'aubes fixes (stator) 7b, 8b derrière laquelle tourne une roue d'aubes mobiles (rotor) 7a, 8a.

- [0028] Dans le présent exposé, la direction axiale correspond à la direction de l'axe longitudinal X, en correspondance avec la rotation des arbres 10, 11 du corps primaire 3, et une direction radiale est une direction perpendiculaire à cet axe longitudinal X et passant par lui. Par ailleurs, la direction circonférentielle (ou latérale, ou encore tangentielle) correspond à une direction perpendiculaire à l'axe longitudinal X et ne passant pas par lui. Sauf précision contraire, interne (respectivement, intérieur) et externe (respectivement, extérieur), respectivement, sont utilisés en référence à une direction radiale de sorte que la partie ou la face interne d'un élément est plus proche de l'axe longitudinal X que la partie ou la face externe du même élément.
- [0029] En fonctionnement, un flux d'air F entrant dans le système propulsif 1 est divisé entre un flux d'air primaire F1 et un flux d'air secondaire F2, qui circulent d'amont en aval dans le système propulsif 1.
- [0030] Le flux d'air secondaire F2, appelé également « flux d'air de dérivation », s'écoule autour du corps primaire 3. Le flux d'air secondaire F2 permet de refroidir la périphérie du corps primaire 3 et sert à générer la majeure partie de la poussée fournie par le système propulsif 1.
- [0031] Le flux d'air primaire F1 s'écoule dans une veine primaire 29 à l'intérieur du corps primaire 3, en passant successivement à travers la section de compresseur 4, 5, la chambre de combustion 6 où il est mélangé avec du carburant pour servir de comburant, et la section de turbine 7, 8. Le passage du flux d'air primaire F1 à travers la section de turbine 7, 8 recevant de l'énergie de la chambre de combustion 6 provoque une rotation des étages rotors 7a, 8a de la section de turbine 7, 8, qui entraîne à son tour en rotation les étages rotors 4a, 5a de la section de compresseur 4, 5 ainsi qu'un rotor 9 de la section de soufflante 2.
- [0032] Dans un système propulsif 1 à double-corps, la section de compresseur 4, 5 peut comprendre un compresseur basse pression 4 et un compresseur haute pression 5. La section de turbine 7, 8 peut comprendre une turbine haute pression 7 et une turbine basse pression 8. Les étages rotors 5a du compresseur haute pression 5 sont entraînés en rotation par les étages rotors 7a de la turbine haute pression 7 par l'intermédiaire d'un arbre haute pression 10. Les étages rotors 4a du compresseur basse pression 4 et le rotor 9 de la section de soufflante 2 sont entraînés en rotation par les étages rotors 8a de la turbine basse pression 8 par l'intermédiaire d'un arbre basse pression 11. Ainsi, le corps primaire 3 comprend un corps haute pression comprenant le compresseur haute pression 5, la turbine haute pression 7 et l'arbre haute pression 10, et un corps basse pression comprenant la section de soufflante 2, le compresseur basse pression 4, la turbine basse pression 8 et l'arbre basse pression 11. La vitesse de rotation du corps

haute pression est supérieure à la vitesse de rotation du corps basse pression. Dans un système propulsif 1 à triple-corps, la section de turbine 7, 8 comprend en outre une turbine intermédiaire, positionnée entre la turbine haute pression 7 et la turbine basse pression 8 et dont les étages rotors sont configurés pour entraîner les étages rotors du compresseur basse pression 4 par l'intermédiaire d'un arbre intermédiaire. Le rotor 9 de la section de soufflante 2 et les étages rotors du compresseur haute pression 5 restent entraînés par l'arbre basse pression 11 et l'arbre haute pression 10, respectivement.

[0033] L'arbre basse pression 11 est généralement logé, sur un tronçon de sa longueur, dans l'arbre haute pression 10 et est coaxial à l'arbre haute pression 10. L'arbre basse pression 11 et l'arbre haute pression 10 peuvent être corotatifs, c'est-à-dire être entraînés dans le même sens autour de l'axe longitudinal X. En variante, l'arbre basse pression 11 et l'arbre haute-pression 10 sont contrarotatifs, c'est-à-dire être entraînés dans des sens opposés autour de l'axe longitudinal X. Le cas échéant, l'arbre intermédiaire est logé entre l'arbre haute pression 10 et l'arbre basse pression 11. L'arbre intermédiaire et l'arbre basse pression 11 peuvent être corotatifs ou contrarotatifs.

[0034] La section de soufflante 2 comprend au moins le rotor 9 propre à être entraîné en rotation par rapport à une partie stator 19e du système propulsif 1 par au moins une partie rotor de la section de turbine 7, 8. Chaque rotor 9 de la section de soufflante 2 comprend un moyeu 13 et des aubes 14 s'étendant radialement à partir du moyeu 13. Les aubes 14 de chaque rotor 9 peuvent être fixes par rapport au moyeu 13 ou présenter un calage variable. Dans ce cas, le pied des aubes 14 de chaque rotor 9 est monté pivotant suivant un axe de calage et est relié à un mécanisme de changement de pas 15 monté dans le système propulsif 1, le calage étant ajusté en fonction des phases de vol par le mécanisme de changement de pas 15. Le rotor 9 de la section de soufflante 2 comprend par ailleurs au moins quatorze aubes 14 et au plus vingt-quatre aubes 14, de préférence au moins seize aubes 14 et au plus vingt-deux aubes 14.

[0035] La section de soufflante 2 peut en outre comprendre un stator 16, ou redresseur, qui comprend des aubes 17 montées sur un moyeu du stator 16 et ont pour fonction de redresser le flux d'air secondaire F2 qui s'écoule en sortie du rotor 9. Les aubes 17 du stator 16 peuvent être fixes par rapport au moyeu du stator 16 ou présenter un calage variable. Le cas échéant, et de manière similaire aux aubes 14 du rotor 9, le pied des aubes 17 de stator 16 est monté pivotant suivant un axe de calage et est relié à un mécanisme de changement de pas 15a, qui est généralement distinct de celui du rotor 9, le calage étant ajusté en fonction des phases de vol par le mécanisme de changement de pas 15a. Le nombre d'aubes 17 dans le stator 16 dépend des critères acoustiques définis pour le système propulsif 1 et est au moins égal au nombre d'aubes 14 dans le rotor 9.

- [0036] Afin d'améliorer le rendement propulsif du système propulsif 1 et de réduire sa consommation spécifique ainsi que le bruit émis par la section de soufflante 2, le système propulsif 1 présente un taux de dilution (ou « bypass ratio » dans la terminologie anglo-saxonne) élevé. Par taux de dilution « élevé », il est signifié un taux de dilution supérieur ou égal à 10, par exemple compris entre 10 et 80 inclus. Pour calculer le taux de dilution, le débit massique du flux d'air secondaire F2 et le débit massique du flux d'air primaire F1 sont rapportés l'un à l'autre, en étant mesurés lorsque le système propulsif 1 est stationnaire, non-installé, en régime de décollage dans une atmosphère standard (telle que définie par le manuel de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI), Doc 7488/3, 3e édition) et au niveau de la mer. Dans le présent exposé, les paramètres (pression, débit, poussée, vitesse, etc.) sont systématiquement déterminés dans ces conditions. Par « non installé », il est signifié que les mesures sont effectuées lorsque le système propulsif 1 est dans un banc d'essai (et non installé sur un aéronef 100), les mesures étant alors plus simples à réaliser. Les distances, ou dimensions (longueur, largeur, rayon, diamètre, etc.), sont, quant à elles, mesurées à température ambiante (environ 20°C) lorsque le système propulsif 1 est à froid, c'est-à-dire lorsque le système propulsif 1 est à l'arrêt depuis une période suffisante pour que les pièces du système propulsif 1 soient à température ambiante, étant entendu que ces dimensions varient peu par rapport aux conditions dans lesquelles le système propulsif 1 est en régime de décollage.
- [0037] Le rotor 9 de la section de soufflante 2 peut être découplé de l'arbre basse pression 11 à l'aide d'un mécanisme de réduction 19, placé entre une extrémité amont de l'arbre basse pression 11 et le rotor 9, afin d'optimiser indépendamment leur vitesse de rotation respective. Dans ce cas, le système propulsif 1 comprend en outre un arbre supplémentaire, dit « arbre de soufflante 20 ». L'arbre basse pression 11 raccorde les étages rotors 8a de la turbine basse pression 8 à une entrée du mécanisme de réduction 19 tandis que l'arbre de soufflante 20 raccorde la sortie du mécanisme de réduction 19 au rotor 9 de la section de soufflante 2. Le rotor 9 de la section de soufflante 2 est donc entraîné par l'arbre basse pression 11 par l'intermédiaire du mécanisme de réduction 19 et de l'arbre de soufflante 20 à une vitesse de rotation inférieure à la vitesse de rotation de la turbine basse pression 8.
- [0038] Ce découplage permet de réduire la vitesse de rotation et le rapport de pression du rotor 9 de la section de soufflante 2 et d'augmenter la puissance extraite par la turbine basse pression 8. En effet, l'efficacité globale des systèmes propulsifs est conditionnée au premier ordre par le rendement propulsif, qui est favorablement influencé par une minimisation de la variation d'énergie cinétique de l'air à la traversée du système propulsif 1. Dans un système propulsif 1 à taux de dilution élevé, l'essentiel du débit générant l'effort propulsif est constitué par le flux d'air secondaire F2 du système

propulsif 1, l'énergie cinétique du flux d'air secondaire F2 étant majoritairement affectée par la compression que subit le flux d'air secondaire F2 lors de la traversée de la section de soufflante 2. Le rendement propulsif et le rapport de pression de la section de soufflante 2 sont donc liés : plus le rapport de pression de la section de soufflante 2 est faible, meilleur sera le rendement propulsif. Afin d'optimiser le rendement propulsif du système propulsif 1, le rapport de pression de la soufflante, qui correspond au rapport entre la pression moyenne en sortie du stator 16 de la section de soufflante 2 (ou, en l'absence de stator 16, du rotor 9) et la pression moyenne en entrée du rotor 9 de la section de soufflante 2, est inférieur ou égal à 1,70, de préférence inférieur ou égal à 1,50, par exemple compris entre 0,90 et 1,45. Les pressions moyennes sont mesurées ici sur la hauteur d'au moins une des aubes 14 du rotor 9, c'est-à-dire de la surface qui délimite radialement à l'intérieur la veine d'écoulement d'air en entrée du rotor 9 au sommet 21 de l'aube 14.

- [0039] Le rotor 9 de la section de soufflante 1 peut, alternativement, être directement couplé à l'arbre basse pression 11 (ou « direct-drive » dans la terminologie anglo-saxonne), c'est-à-dire sans mécanisme de réduction. L'arbre basse pression 11 est alors confondu avec l'arbre de soufflante 20 de sorte à ce que le rotor 9 soit entraîné par l'arbre basse pression 11 à la même vitesse de rotation que celle des étages rotor 8a de la turbine basse pression 8.
- [0040] Le système propulsif 1 est configuré pour fournir une poussée comprise entre 18 000 lbf (80 068 N) et 51 000 lbf (226 859 N), de préférence entre 20 000 lbf (88 964 N) et 35 000 lbf (155 688 N).
- [0041] La section de soufflante 2 peut être carénée ou non carénée.
- [0042] Dans le cas d'une section de soufflante 2 carénée, la section de soufflante 2 comprend un carter de soufflante 12 et le rotor 9 est logé dans le carter de soufflante 12. Une section de soufflante 2 carénée comprend un rotor 9 s'étendant en amont d'un stator 16. Les aubes 17 du stator 16 sont alors généralement dénommées « aubes de sortie » (ou « OGV », pour « Outlet Guide Vane » dans la terminologie anglo-saxonne) et présentent un calage fixe par rapport au moyeu du stator 16. Par ailleurs, le taux de dilution du système propulsif 1 est de préférence supérieur ou égal à 10, par exemple compris entre 10 et 35 inclus, de préférence entre 10 et 18 inclus. La vitesse périphérique au sommet 21 des aubes 14 du rotor 9 peut par ailleurs être comprise entre 260 m.s⁻¹ et 400 m.s⁻¹ inclus. Le rapport de pression de soufflante peut alors être compris entre 1,20 et 1,45.
- [0043] Dans une section de soufflante 2 non carénée, la section de soufflante 2, qui peut également être désignée par le terme « hélice », n'est pas entourée par un carter de soufflante. La section de soufflante 2 étant non carénée, les aubes 14 du rotor 9 présentent un calage variable. Des systèmes propulsifs comprenant au moins un rotor 9

non caréné sont connus, dans la terminologie anglo-saxonne, sous les termes « open rotor » ou « unducted fan ». Le système propulsif 1 peut comprendre deux rotors 9 non carénés et contrarotatifs. Un tel système propulsif 1 est connu, dans la terminologie anglo-saxonne, sous l'acronyme « CROR » pour « Contra-Rotating Open Rotor » (« rotor ouvert contrarotatif », dans la terminologie française) ou « UDF » pour « Unducted Double Fan » (« double soufflante non carénée », dans la terminologie française). Les rotors 9 peuvent être placés à l'arrière du corps primaire 3 de sorte à être du type pousseur ou à l'avant du corps primaire 3 de sorte à être du type tracteur. En variante, le système propulsif 1 peut comprendre un seul rotor 9 non caréné et un stator 16 non caréné (redresseur). Un tel système propulsif 1 est connu, dans la terminologie anglo-saxonne, sous l'acronyme « USF » pour « Unducted Single Fan ». Dans le cas d'un système propulsif 1 du type USF, les aubes 17 du redresseur 16 sont fixes en rotation par rapport à l'axe X de rotation du rotor 9 et, par conséquent, ne subissent pas d'effort centrifuge. Les aubes 17 du redresseur 16 sont, par ailleurs, à calage variable.

- [0044] La suppression du carénage autour de la section de soufflante 2 permet d'augmenter le taux de dilution de façon très importante sans que le système propulsif 1 ne soit pénalisé par la masse des carters 12 ou nacelles destinés à entourer la section de soufflante 2. Le taux de dilution du système propulsif 1 comprenant une section de soufflante 2 non carénée est ainsi supérieur ou égal à 40, par exemple compris entre 40 et 80 inclus. La vitesse périphérique au sommet 21 des aubes 14 du (ou des) rotor(s) 9 peut par ailleurs être comprise entre 210 m.s⁻¹ et 260 m.s⁻¹ inclus. Le rapport de pression de soufflante peut alors être compris de préférence entre 0,90 et 1,20 inclus.
- [0045] Le diamètre D du rotor 9 de la section de soufflante 2 peut être compris entre 80 pouces (203,2cm) et 185 pouces (469,9cm) inclus. Lorsque le rotor 9 est caréné, le diamètre D est de préférence compris entre 85 pouces (215,9 cm) et 120 pouces (304,8 cm) inclus, par exemple de l'ordre de 90 pouces (228,6 cm), ce qui permet l'intégration le système propulsif 1 de manière conventionnelle, en particulier sous une aile de la cellule d'un aéronef 1. Lorsque le rotor 9 est non caréné, le diamètre D est de préférence supérieur ou égal à 100 pouces (254 cm), par exemple entre 120 pouces (304,8 cm) et 156 pouces (396,2 cm). Le diamètre du rotor 9 est mesuré ici dans un plan normal à l'axe X de rotation du rotor 9, au niveau d'une intersection entre un sommet 21 et un bord d'attaque 22 des aubes 14 du rotor 9. Il convient de noter que, la [Fig.2] et la [Fig.3] étant des vues partielles, le diamètre D n'est que partiellement visible.
- [0046] Le mécanisme de réduction 19 peut comprendre un mécanisme de réduction épicycloïdal ou planétaire, monoétage ou biétage. Par exemple, le mécanisme de réduction 19 peut être du type planétaire (ou « star », dans la terminologie anglo-

saxonne, comme visible sur la [Fig.4]) et comprendre un pignon solaire 19a (entrée du mécanisme de réduction 19), centré sur un axe de rotation du mécanisme de réduction 19 généralement confondu avec l'axe longitudinal X et configuré pour être entraîné en rotation par l'arbre basse pression 11, une couronne 19b (sortie du mécanisme de réduction 19) coaxiale avec le pignon solaire 19a et configurée pour entraîner en rotation l'arbre de soufflante 20 autour de son axe X de rotation, et une série de satellites 19c répartis de manière circonférentielle autour de l'axe X de rotation du rotor 9 de la section de soufflante 2, entre le pignon solaire 19a et la couronne 19b, chaque satellite 19c étant engrené intérieurement avec le pignon solaire 19a et extérieurement avec la couronne 19b. La série de satellites 19c est montée sur un porte-satellites 19d qui est fixe par rapport à la partie stator 19e du système propulsif 1, par exemple par rapport à un carter de la section de compresseur 4, 5. En variante, le mécanisme de réduction 19 peut être épicycloïdal (ou « planetary », dans la terminologie anglo-saxonne, comme visible sur la [Fig.5]), auquel cas la couronne 19b est montée fixement sur la partie stator 19e du système propulsif 1 et l'arbre de soufflante 20 est entraîné en rotation par le porte-satellites 19d.

- [0047] Quelle que soit la configuration du mécanisme de réduction 19, le diamètre de la couronne 19b et du porte satellites 19d sont supérieurs au diamètre du pignon solaire 19a, de sorte que la vitesse de rotation du rotor 9 de la section de soufflante 2 est inférieure à la vitesse de rotation de l'arbre basse pression 11.
- [0048] Le rapport de réduction du mécanisme de réduction 19 est supérieur ou égal à 2,5 et inférieur ou égal à 11. Dans le cas d'un système propulsif 1 comprenant un rotor 9 de section de soufflante 2 qui est caréné, le rapport de réduction peut être supérieur ou égal à 2,7 et inférieur ou égal à 3,5, typiquement autour de 3,0. Dans le cas d'un système propulsif 1 comprenant un rotor 9 de la section de soufflante 2 qui est non caréné, le rapport de réduction peut être compris entre 9,0 et 11,0.
- [0049] Le système propulsif 1 à double corps peut notamment comprendre une turbine haute pression 7 monoétage, c'est-à-dire comprenant exactement un étage, ou biétage, c'est-à-dire comprenant exactement deux étages, un compresseur haute pression 5 comprenant au moins huit étages et au plus onze étages, une turbine basse pression 8 comprenant au moins trois étages et au plus sept étages et un compresseur basse pression 4 comprenant au moins deux étages et au plus quatre étages.
- [0050] La vitesse limite ω (ou « redline speed », dans la terminologie anglo-saxonne) de l'arbre basse pression 11, qui correspond à la vitesse maximale absolue susceptible d'être rencontrée par l'arbre basse pression 11, et donc par les étages rotor 4a, 8a du corps basse pression, durant tout le vol (selon le règlement de certification européen EASA CS-E 740 ou selon le règlement de certification américain 14-CFR Part 33.87), est comprise entre 2 000 tours par minute et 30 000 tours par minutes inclus, par

exemple entre 8 500 tours par minute et 12 000 tours par minute inclus, de préférence entre 9 000 tours par minute et 11 000 tours par minute inclus. La vitesse limite correspond à la vitesse de rotation maximale lorsque le système propulsif 1 est sain, c'est-à-dire qu'il n'est pas en fin de vie. Elle est donc susceptible d'être atteinte par l'arbre basse pression 11 en condition de vol. Cette vitesse limite fait partie des données déclarées dans la certification moteur (ou « type certificate data sheet », dans la terminologie anglo-saxonne). En effet, cette vitesse de rotation est habituellement utilisée comme vitesse de référence pour le dimensionnement des systèmes propulsifs et dans certains essais de certification, tels que les essais de pertes d'aube ou d'intégrité de rotor. Bien entendu, l'arbre haute pression 10, et donc les étages rotor 5a, 7a du corps haute pression, présente également une vitesse limite ω , définie de la même manière que pour l'arbre basse pression 11, mais supérieure à celle de l'arbre basse pression, par exemple comprise entre 8 000 tours par minute et 30 000 tours par minute inclus.

- [0051] Le stator 16 de la section de soufflante, les étages stator 4b, 5b de la section de compresseur 4, 5, les étages stator 7b, 8b de la section de turbine 7, 8 et la partie stator 19e du système propulsif 1 sont fixes les uns par rapport aux autres et par rapport au mât permettant de fixer le système propulsif 1 à la cellule de l'aéronef.
- [0052] Afin d'optimiser les performances du système propulsif 1, et notamment de réduire sa consommation de carburant, sans toutefois en limiter la durée de vie, il est avantageux d'améliorer le dimensionnement d'au moins un des étages rotor 8a de la turbine basse pression 8.
- [0053] Chaque étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 comprend un disque 30 et une pluralité d'aubes 31. En outre, les étages rotor 8a de la turbine basse pression 8 sont reliés entre eux au moyen d'une pluralité de viroles 32 reliant deux à deux les disques 30 des étages rotor 8a.
- [0054] Le disque 30 est alésé. Plus précisément, le disque 30 présente une surface interne 33 délimitant un alésage 34 traversant axialement le disque 30. L'alésage 34 est circulaire et centré sur l'axe longitudinal X lorsque le disque 30 est monté dans le système propulsif 1. Un rayon d'alésage R_a du disque 30 est alors défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal X et la surface interne 33 du disque 30, c'est-à-dire comme la distance séparant l'axe longitudinal X du point de la surface interne 33 qui est le plus proche de l'axe longitudinal X. Le rayon d'alésage R_a peut être compris entre 0,01 et 0,5 mètre inclus, suivant, notamment, l'étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 qui est considéré. La surface interne 33 présente par ailleurs un bord amont 35 et un bord aval 36, qui forment les extrémités axiales de l'alésage 34. Une largeur d'alésage L_a du disque 30 est définie comme une distance axiale entre le bord amont 35 et le bord aval 36, c'est-à-dire comme la distance séparant le bord amont 35 du

point du bord aval 36 qui est le plus proche du bord amont 35 ou, réciproquement, comme la distance séparant le bord aval 36 du point du bord amont 35 qui est le plus proche du bord aval 36. La largeur d'alésage L_a peut être comprise entre 0,005 et 0,1 mètre inclus, suivant, notamment, l'étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 qui est considéré. L'arbre basse pression 11 s'étend à travers les alésages 34 des disques 30 de la turbine basse pression 8 en étant fixé à au moins un des disques 30 de la turbine basse pression 8, pour pouvoir être entraîné en rotation par les étages rotor 8a lors de la détente des gaz chaud circulant depuis la turbine haute pression 7.

[0055] En outre, le disque 30 présente une surface externe 37 délimitant une pluralité d'alvéoles 38 réparties autour de l'axe longitudinal X et s'étendant axialement. Chacune des alvéoles 38 est configurée pour assurer la fixation, de manière amovible ou non, d'une des aubes 31 sur le disque 30. A cet égard, chaque alvéole 38 est ouverte sur la veine primaire 29 lorsque le disque 30 est monté dans le système propulsif 1, et peut présenter n'importe quelle forme adaptée à la fixation des aubes 31, typiquement une forme en queue d'aronde ou en pied de sapin, avec au moins un, voire plusieurs, lobe(s). Un rayon de jante R_j du disque 30 est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal X et la surface externe 37 du disque 30, c'est-à-dire comme la distance séparant l'axe longitudinal X du point de la surface externe 37 qui est le plus proche de l'axe longitudinal X, autrement appelé la « jante » du disque 30. En d'autres termes, le rayon de jante R_j du disque 30 correspond au rayon du fond d'alvéole 38, c'est-à-dire à la distance séparant le point le plus profond (plus interne) de la plus profonde (radialement) des alvéoles 38 de l'axe longitudinal X. Le rayon de jante R_j peut être compris entre 0,01 et 0,5 mètre inclus, suivant, notamment, l'étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 qui est considéré. Une vitesse de jante tangentielle U_j du disque 30 est définie comme la vitesse de rotation de la jante, c'est-à-dire la vitesse de rotation du point de la surface externe 37 qui est le plus proche de l'axe longitudinal X, autour de l'axe longitudinal X, lorsque l'arbre basse pression 11 est à sa vitesse limite ω . Ainsi, la vitesse de jante tangentielle U_j du disque 30 vaut $R_j * \omega$. La vitesse de jante tangentielle U_j peut être comprise entre 100 et 500 m.s⁻¹ inclus, suivant, notamment, l'étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 qui est considéré.

[0056] La portion du disque 30 qui s'étend de la jante à l'alésage 34 est parfois appelée la « toile 39 » du disque 30. La toile 39 contribue à transmettre les charges mécaniques, notamment radiales, au sein de l'étage rotor 8a de la turbine basse pression 8, lors du fonctionnement du système propulsif 1. Un rayon critique de l'étage rotor 8a est défini comme la distance séparant l'axe longitudinal X de la position d'une limite critique qui sépare l'étage rotor 8a en deux parties radialement distinctes : une partie radialement interne et une partie radialement externe, la partie radialement interne retenant la partie

radialement externe contre les efforts centrifuges, lors du fonctionnement du système propulsif 1. La limite critique est généralement positionnée au sein de la toile 39 du disque 30. En tout état de cause, les performances de la toile 39 pour assurer la cohérence mécanique de l'étage rotor 8a sont directement corrélées au rayon d'alésage R_a , à la largeur d'alésage L_a et au rayon de jante R_j .

[0057] Chacune des aubes 31 comprend un pied 40 fixé au disque 30 par coopération avec une des alvéoles 38, une échasse 41 reliée au pied 40 et comprenant une plateforme 42 délimitant une portion radialement interne de la veine primaire 29, une pale 43 reliée à la plateforme 42 et s'étendant au sein de la veine primaire 29. La pale 43 a un profil aérodynamique et présente, à cet égard, un bord d'attaque 44 sur lequel les gaz chauds viennent percuter en premier lors de leur rencontre avec l'étage rotor 8a, un bord de fuite 45 axialement opposé au bord d'attaque 44, et une extrémité 46 radialement opposée à la plateforme 42. La pale 43 interagit avec les gaz chauds s'écoulant de la turbine basse pression 7 pour entraîner le disque 30 en rotation autour de l'axe longitudinal X. Pour ce faire, la pale 43 s'étend au sein de la veine primaire 29 avec une certaine incidence par rapport à la direction principale d'écoulement des gaz. L'aube 31 peut en outre comprendre un talon 47, s'étendant à partir de l'extrémité 46 de la pale 43, en y étant fixé de manière amovible, ou non, ou en étant monobloc avec la pale 43. Le talon 47 assure l'étanchéité de la veine primaire 29 en limitant les fuites de gaz chaud à l'interface entre chaque étage rotor 8a et le carter de turbine basse pression 8, auquel les étages stator 8b sont fixés. A cet égard, le talon 47 est porteur de léchettes d'étanchéité destinées à coopérer avec un abrasable s'étendant à partir du carter de la turbine basse pression 8.

[0058] Un rayon externe R_e de la veine primaire 29, au niveau du disque 30, est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal X et une jonction (ou « corner point » dans la terminologie anglo-saxonne) entre l'extrémité 46 de la pale 43, le cas échéant une jonction entre l'extrémité 46 de la pale 43 et le talon 47, et le bord d'attaque 44 de la pale 43 et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal X et une jonction entre l'extrémité 46 de la pale 43, le cas échéant une jonction entre l'extrémité 46 de la pale 43 et le talon 47, et le bord de fuite 45 de la pale 43. Le rayon externe R_e de la veine primaire 29 peut être compris entre 0,15 et 1,0 mètre inclus, suivant, notamment, l'étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 qui est considéré.

[0059] Un rayon interne R_i de la veine primaire 29, au niveau du disque 30, est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal X et une jonction entre la plateforme 42 et le bord d'attaque 44 de la pale 43 et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal X et une jonction entre la plateforme 42 et le bord de fuite 45 de la pale 43. Le rayon interne R_i de la veine primaire 29 peut être compris

entre 0,1 et 0,8 mètre inclus, suivant, notamment, l'étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 qui est considéré. Une vitesse de veine interne tangentielle U_i du disque 30 est définie comme la vitesse de rotation de la jonction entre la plateforme 42 et la pale 43, autour de l'axe longitudinal X, lorsque l'arbre basse pression 11 est à sa vitesse limite ω . Ainsi, la vitesse de veine interne tangentielle U_i du disque 30 vaut $R_i * \omega$. La vitesse de veine interne tangentielle U_i peut être comprise entre 100 et 500 m.s⁻¹ inclus, suivant, notamment, l'étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 qui est considéré.

[0060] Chaque étage rotor 8a de la turbine basse pression 8 présente une difficulté mécanique $N2S$ qui vaut $\pi * (R_e^2 - R_i^2) * \omega^2$ et qui peut être comprise entre $30 * 10^6$ m².s⁻² et $180 * 10^6$ m².s⁻² inclus.

[0061] Chacune des viroles 32 présente une surface externe 48 s'étendant en regard de l'étage du stator 8b positionné entre les deux étages rotor 8a que la virole 32 relie. Un rayon de virole R_v est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal et la surface externe 48 de la virole 32, c'est-à-dire comme la distance séparant l'axe longitudinal X du point de la surface externe 48 qui est le plus proche de l'axe longitudinal X. Le rayon de virole R_v peut être compris entre 0,05 et 0,8 mètre inclus, suivant, notamment, la virole 32 de la turbine basse pression 8 qui est considérée. Un rayon moyen R_m de la veine primaire 29 au niveau de la virole 32 est défini comme une moyenne entre, d'une part, une moyenne entre le rayon externe amont R_{eam} et le rayon interne amont R_{iam} de la veine primaire 29, au niveau du disque 30 immédiatement en amont de la virole 32, et, d'autre part, une moyenne entre le rayon externe aval R_{eav} et le rayon interne aval R_{iav} de la veine primaire 29, au niveau du disque 30 immédiatement en aval de la virole 32, la virole 32 reliant le disque 30 amont au disque 30 aval. Le rayon moyen R_m de la veine primaire 29 au niveau de la virole 32 peut être compris entre 0,05 et 1,0 mètre inclus, suivant, notamment, la virole 32 de la turbine basse pression 8 qui est considérée.

[0062] Lorsque les étages rotor 8a de la turbine basse pression 8 sont entraînés en rotation autour de l'axe longitudinal X, suite à la détente des gaz chauds à travers la section de turbine 7, 8, les disques 30 sont soumis à des efforts centrifuges d'autant importants que la vitesse de rotation de ces étages rotor 8a est élevée. L'intensité de ces efforts est donc directement corrélée à la vitesse de jante tangentielle U_j et/ou à la vitesse de veine interne tangentielle U_i . Ces efforts induisent des déformations tangentielles et radiales des disques 30, du fait de leur dilatation centrifuge.

[0063] Les déformations des disques 30 peuvent être accentuées par la présence des aubes 31, qui sont également soumises à des efforts centrifuges répercutés aux disques 30 par la coopération de leur pied 40 avec l'alvéole 38 du disque 30 correspondante. A cet égard, la difficulté mécanique $N2S$ est notamment représentative de la contrainte

exercée par la pale 43 sur l'échasse 41 et, partant, sur le disque 30, et ce à la fois tangentielllement et radialement.

[0064] Ces déformations induisent des contraintes tangentielles et radiales au sein des étages rotor 8a de la turbine basse pression 8 qui sont susceptibles, suivant les dimensions des étages rotor 8a et les limites d'admissibilité des matériaux qui les composent, de les endommager, réduisant ainsi leur durée de vie, mais aussi la capacité des disques 30 à retenir les aubes 31.

[0065] Pour diminuer ces contraintes, il pourrait être envisagé d'augmenter les dimensions des disque 30 et/ou des viroles 32, typiquement en diminuant les rayons d'alésage R_a , en augmentant les largeurs d'alésage L_a , en augmentant les rayons de jante R_j et/ou en augmentant les rayons de virole R_v . Toutefois, ceci entraînerait une augmentation de l'encombrement de la turbine basse pression 8, laquelle influe directement sur la compacité du système propulsif 1 et, partant, sur la consommation de carburant de l'aéronef 100.

[0066] Pour améliorer à la fois les performances et la compacité du système propulsif 1, il est notamment prévu, dans le cadre du présent exposé, un procédé E de fabrication du système propulsif 1 qui comprend des étapes de dimensionnement E1, E2, E3, E3', E4, E4', E5, E5', E5'' des étages rotor 8a de la turbine basse pression 8.

[0067] Lors d'une étape de dimensionnement E1 d'au moins un des disques 30 des étages rotor 8a de la turbine basse pression 8, le rayon d'alésage R_a et le rayon de jante R_j sont choisis tels que la relation (1) ci-après soit vérifiée :

$$\alpha^* U_j + \beta_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \alpha^* U_j + \beta_2$$
 où α vaut $-0,0027 \text{ m.s}^{-1}$, β_1 vaut 1,55, β_2 est supérieur ou égal à 1,0, β_2 est strictement inférieur à β_1 , β_2 vaut de préférence 1,2951, R_a et R_j sont exprimés en mètres et U_j est exprimé en mètres par seconde. De cette manière, l'encombrement radial du disque 30 et, partant, de l'étage rotor 8a est réduit, sans pour autant que les efforts centrifuges qu'il subit du fait de l'augmentation de la vitesse de jante tangentielle U_j , pour améliorer l'efficacité du système propulsif 1, ne réduise sa durée de vie de manière significative.

[0068] La relation (1) peut également s'exprimer de la manière suivante :

$$\alpha^* R_j * \frac{\pi * \omega}{30} + \beta_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \alpha^* R_j * \frac{\pi * \omega}{30} + \beta_2$$
 où ω est exprimée en tours par minute.

[0069] Par ailleurs, lors d'une étape de dimensionnement E2 d'au moins un des disques 30 des étages rotor 8a de la turbine basse pression 8, pouvant ou non être confondue avec l'étape de dimensionnement E1 du disque 30 lors de laquelle la relation (1) est vérifiée, la largeur d'alésage L_a et le rayon de jante R_j sont choisis tels que la relation (2) ci-après soit vérifiée :

$$\gamma^* \frac{U_j^2}{1000} + \delta_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_j} \leq \gamma^* \frac{U_j^2}{1000} + \delta_2$$
 et

$\frac{U_j^2}{1000} > \delta_3$ où ν vaut 0,2424 s².m⁻², δ_2 vaut 12,0, δ_1 est supérieur ou égal à -8,0, δ_1 est strictement inférieur à δ_2 , δ_1 vaut de préférence 2,0, δ_3 vaut 40,0 m².s⁻², L_a et R_j sont exprimés en mètres et U_j est exprimé en mètres par seconde. De cette manière, l'encombrement axial du disque 30 et, partant, de l'étage rotor 8a est réduit, sans pour autant que les efforts centrifuges qu'il subit du fait de l'augmentation de la vitesse de jante tangentielle U_j , pour améliorer l'efficacité du système propulsif 1, ne réduise sa durée de vie de manière significative.

[0070] La relation (2) peut également s'exprimer de la manière suivante :

$$\nu * \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_j} \leq \nu * \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \delta_3 \text{ où } \omega \text{ est exprimée en tours par minute.}$$

[0071] En outre, lors d'une étape de dimensionnement E3 d'au moins un des disques 30 des étages rotor 8a, pouvant ou non être confondue avec l'étape (ou les étapes) de dimensionnement E1, E2 du disque 30 lors de laquelle la relation (1) et/ou la relation (2) est (sont) vérifiée(s), et lors d'une étape de dimensionnement E3' d'au moins une des aubes 31 de ce disque 30, le rayon d'alésage R_a et le rayon de jante R_j sont choisis tels que la relation (3) ci-après soit vérifiée :

$$\zeta * N2S + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * N2S + \kappa_2 \text{ où } \zeta \text{ vaut } -0,0091 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}, \kappa_1 \text{ vaut } 1,1, \kappa_2 \text{ est}$$

supérieur ou égal à 0,3, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence 0,864, R_a et R_j sont exprimés en mètres et $N2S$ est exprimé en m².s⁻². De cette manière, l'encombrement radial de l'étage rotor 8a est réduit, sans pour autant que les efforts centrifuges qu'il subit du fait de l'augmentation de la difficulté mécanique $N2S$, pour améliorer l'efficacité du système propulsif 1, ne réduise sa durée de vie de manière significative.

[0072] La relation (3) peut également s'exprimer de la manière suivante, dans laquelle le rayon externe R_e et le rayon interne R_i sont également choisis :

$$\zeta * \pi * (R_e^2 - R_i^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_e^2 - R_i^2) * \omega^2 + \kappa_2 \text{ où } R_e \text{ et } R_i \text{ sont exprimés}$$

en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[0073] Lors d'une étape de dimensionnement E4 d'au moins un des disques 30 des étages rotor 8a, pouvant ou non être confondue avec l'étape (ou les étapes) de dimensionnement E1, E2, E3 du disque 30 lors de laquelle la relation (1), la relation (2) et/ou la relation (3) est (sont) vérifiée(s), et lors d'une étape de dimensionnement E4' d'au moins une des aubes 31 de ce disque 30, pouvant ou non être confondue avec l'étape de dimensionnement E3' de l'aube 31 lors de laquelle la relation (3) est vérifiée, la largeur d'alésage L_a et le rayon interne R_i sont choisis tels que la relation (4) ci-après

soit vérifiée :

$$\lambda * \frac{U_i^2}{1000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_u}{R_i} \leq \lambda * \frac{U_i^2}{1000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{U_i^2}{1000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur ou égal à } -4,0, \mu_1 \text{ est}$$

strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence 3,0, μ_3 vaut 55,0 $\text{m}^2.\text{s}^{-2}$, L_u et R_i sont exprimés en mètres et U_i est exprimée en mètres par seconde. De cette manière, l'encombrement axial de l'étage rotor 8a est réduit sans pour autant que les efforts centrifuges qu'il subit du fait de l'augmentation de la vitesse de veine interne tangentielle U_i , pour améliorer l'efficacité du système propulsif 1, ne réduise sa durée de vie de manière significative.

[0074] La relation (4) peut également s'exprimer de la manière suivante :

$$\lambda * \frac{R_i^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_u}{R_i} \leq \lambda * \frac{R_i^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_i^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \omega \text{ est exprimée en tours par minute.}$$

[0075] Lors d'une étape de dimensionnement E5 d'au moins une des viroles 32 de la turbine basse pression 8 reliant un disque 30 amont à un disque 30 aval, lors d'une étape de dimensionnement E5' d'au moins une des premières aubes 31 du disque 30 amont et lors d'une étape de dimensionnement E5'' d'au moins une des deuxièmes aubes 31 du disque 30 aval, le rayon de virole R_v et le rayon moyen R_m de la veine primaire 29 soient tels que la relation (5) ci-après soit vérifiée :

$$\chi * \frac{N2S}{100} + \psi_1 \geq \frac{R_v}{R_m} \geq \chi * \frac{N2S}{100} + \psi_2 \text{ et}$$

$$\frac{N2S}{100} > \psi_3 \text{ où } \chi \text{ vaut } -0,4 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}, \psi_2 \text{ vaut } 0,7, \psi_1 \text{ est inférieur ou égal à } 0,9, \psi_1 \text{ est}$$

strictement supérieur à ψ_2 , ψ_1 vaut de préférence 0,7844, ψ_3 vaut 14,0 $\text{m}^2.\text{s}^{-2}$, R_v et R_m sont exprimés en mètres et $N2S$ est exprimée en $\text{m}^2.\text{s}^{-2}$. De cette manière, l'encombrement radial de la virole 32 et, partant, des étage rotor 8a qu'elle relie, est réduit, sans pour autant que les efforts centrifuges subis par ces étages rotor 8a, du fait de l'augmentation de la difficulté mécanique $N2S$, pour améliorer l'efficacité du système propulsif 1, ne réduisent sa durée de vie de manière significative.

[0076] La relation (5) peut également s'exprimer de la manière suivante, dans laquelle le rayon externe amont R_{eam} , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne amont R_{iam} et le rayon interne aval R_{iav} sont également choisis :

$$\chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_1 \geq \frac{4 * R_v}{R_{eam} + R_{iam} + R_{eav} + R_{iav}} \geq \chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_2 \text{ et}$$

$$\pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 > \psi_3 \text{ où } R_{eam}, R_{iam}, R_{eav}, R_{iav} \text{ sont exprimés en mètres et } \omega \text{ est}$$

exprimée en tours par minute.

[0077] De manière surprenante, un système propulsif 1 obtenu à l'issue de ce procédé E de

fabrication ou un système propulsif 1 obtenu par un autre procédé de fabrication, mais dont la turbine basse pression 8 présente des dimensions conformes à l'une au moins des relations (1) à (5), présente l'avantage d'être suffisamment compact pour limiter la consommation de carburant de l'aéronef 100 auquel il est fixé, tout en autorisant une amélioration de ses performances par l'augmentation de la vitesse limite de son arbre basse pression 11.

[0078] Les relations (1) et (5) peuvent donc être utilisées lors de la conception de systèmes propulsifs afin, notamment, de déterminer la faisabilité des étages rotors 8a de la turbine basse pression 8. En effet, ces relations permettent d'améliorer à la fois la compacité et l'efficacité des systèmes propulsifs.

Revendications

[Revendication 1]

Système propulsif (1) aéronautique comprenant :

un arbre d'entraînement (11) ;

une turbine d'entraînement (8) comprenant un stator de turbine d'entraînement (8b) et un rotor de turbine d'entraînement (8a), le rotor de turbine d'entraînement (8a) étant relié à l'arbre d'entraînement (11) pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de turbine d'entraînement (8b) autour d'un axe longitudinal (X), le rotor de turbine d'entraînement (8a) comprenant une pluralité de viroles (32), une pluralité de disques de turbine (30) reliés deux à deux par une virole (32) de la pluralité de viroles (32), et une pluralité d'aubes de turbine (31) ;

une section de soufflante (2) comprenant un rotor de soufflante (9) et un stator de soufflante (16), l'arbre d'entraînement (11) étant relié au rotor de soufflante (9) pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de soufflante (16) autour de l'axe longitudinal (X) ;

dans lequel au moins une virole (32) de la pluralité de viroles (32) relie un disque de turbine (30) amont à un disque de turbine (30) aval de la pluralité de disques de turbine (30) et présente :

une surface externe (48) s'étendant en regard du stator de turbine d'entraînement (8b) ; et

un rayon de virole R_v qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (48) de la virole (32) ;

dans lequel chacun du disque de turbine (30) amont et du disque de turbine (30) aval est centré sur l'axe longitudinal (X) et présente une surface externe (37) délimitant une pluralité d'alvéoles (38) réparties autour de l'axe longitudinal (X) ;

dans lequel une première aube de turbine (31) de la pluralité d'aubes de turbine (31) comprend :

un pied (40) fixé au disque de turbine (30) amont dans une alvéole (38) respective de la pluralité d'alvéoles (38) du disque de turbine (30) amont ;

une échasse (41) reliée au pied (40) et comprenant une plateforme (42) délimitant une première portion radialement interne d'une veine d'écoulement (29) traversant la turbine d'entraînement (8) ; et

une pale (43) reliée à la plateforme (42) et s'étendant au sein de la veine d'écoulement (29), la pale (43) présentant un bord d'attaque (44), un

bord de fuite (45) et une extrémité (46) opposée à la plateforme (42) ; dans lequel une deuxième aube de turbine (31) de la pluralité d'aubes de turbine (31) comprend :

un pied (40) fixé au disque de turbine (30) aval dans une alvéole (38) respective de la pluralité d'alvéoles (38) du disque de turbine (30) aval ; une échasse (41) reliée au pied (40) et comprenant une plateforme (42) délimitant une deuxième portion radialement interne de la veine d'écoulement (29) traversant la turbine d'entraînement (8) ; et

une pale (43) reliée à la plateforme (42) et s'étendant au sein de la veine d'écoulement (29), la pale (43) présentant un bord d'attaque (44), un bord de fuite (45) et une extrémité (46) opposée à la plateforme (42) ; dans lequel la veine d'écoulement (29) présente :

un rayon externe amont R_{eam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) ;

un rayon interne amont R_{iam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la première aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la première aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) ;

un rayon externe aval R_{eav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) ; et

un rayon interne aval R_{iav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord

d'attaque (44) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) ; dans lequel l'arbre d'entraînement (11) présente une vitesse limite ω qui est définie comme la plus grande vitesse à laquelle l'arbre d'entraînement (11) est susceptible d'être entraîné en rotation autour de l'axe longitudinal (X) lors du fonctionnement du système propulsif (1) ; dans lequel le rayon de virole R_v , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_1 \geq \frac{4 * R_v}{R_{eam} + R_{iam} + R_{eav} + R_{iav}} \geq \chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_2$$

et

$$\pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 > \psi_3 \quad \text{où } \chi \text{ vaut } -0,4 \text{ s}^2 \cdot \text{m}^2, \psi_2 \text{ vaut } 0,7, \psi_1 \text{ est inférieur}$$

ou égal à 0,9, ψ_1 est strictement supérieur à ψ_2 , ψ_1 vaut de préférence 0,7844, ψ_3 vaut 14,0 m².s⁻², R_v , R_{eam} , R_{iam} , R_{eav} , R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 2]

Système propulsif (1) selon la revendication 1, dans lequel au moins l'un du disque de turbine (30) amont et du disque de turbine (30) aval présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) et centré sur l'axe longitudinal (X) ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface interne (33) du disque de turbine (30) ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (37) du disque de turbine (30) ;

dans lequel le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\alpha * R_j * \frac{\pi * \omega}{30} + \beta_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \alpha * R_j * \frac{\pi * \omega}{30} + \beta_2 \quad \text{où } \alpha \text{ vaut } -0,0027 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}, \beta_1$$

vaut 1,55, β_2 est supérieur ou égal à 1,0, β_2 est strictement inférieur à β_1 , β_2 vaut de préférence 1,2951, R_a et R_j sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 3]

Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, dans lequel au moins l'un du disque de turbine (30) amont et du disque

de turbine (30) aval présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) et centré sur l'axe longitudinal (X), la surface interne (33) présentant un bord amont (35) et un bord aval (36) ;

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont (35) et le bord aval (36) de la surface interne (33) ; et un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (37) du disque de turbine (30) ;

dans lequel la largeur d'alésage L_a , le rayon de jante R_j et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\gamma * \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_j} \leq \gamma * \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \delta_3 \text{ où } \gamma \text{ vaut } 0,2424 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}, \delta_2 \text{ vaut } 12,0, \delta_1 \text{ est supérieur ou}$$

égal à $-8,0$, δ_1 est strictement inférieur à δ_2 , δ_1 vaut de préférence $2,0$, δ_3 vaut $40,0 \text{ m}^2.\text{s}^{-2}$, L_a et R_j sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 4]

Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel le disque de turbine (30) amont présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) amont et centré sur l'axe longitudinal (X) ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface interne (33) du disque de turbine (30) amont ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (37) du disque de turbine (30) amont ;

dans lequel le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\zeta * \pi * (R_{eam}^2 - R_{iam}^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_{eam}^2 - R_{iam}^2) * \omega^2 + \kappa_2 \text{ où } \zeta$$

vaut $-0,0091 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}$, κ_1 vaut $1,1$, κ_2 est supérieur ou égal à $0,3$, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence $0,864$, R_a , R_j , R_{eam} et R_{iam} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 5]

Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel le disque de turbine (30) aval présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant

le disque de turbine (30) aval et centré sur l'axe longitudinal (X) ;
un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface interne (33) du disque de turbine (30) aval ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (37) du disque de turbine (30) aval ;

dans lequel le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\zeta * \pi * (R_{eav}^2 - R_{iav}^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_{eav}^2 - R_{iav}^2) * \omega^2 + \kappa_2 \text{ où } \zeta$$

vaut $-0,0091 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}$, κ_1 vaut $1,1$, κ_2 est supérieur ou égal à $0,3$, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence $0,864$, R_a , R_j , R_{eav} et R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 6]

Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel le disque de turbine (30) amont présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) amont et centré sur l'axe longitudinal (X), la surface interne (33) présentant un bord amont (35) et un bord aval (36) ;
et

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont (35) et le bord aval (36) de la surface interne (33) ;

dans lequel la largeur d'alésage L_a , le rayon interne amont R_{iam} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\lambda * \frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_{iam}} \leq \lambda * \frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur}$$

ou égal à $-4,0$, μ_1 est strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence $3,0$, μ_3 vaut $55,0 \text{ m}^2.\text{s}^{-2}$, L_a et R_{iam} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 7]

Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel le disque de turbine (30) aval présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) aval et centré sur l'axe longitudinal (X), la surface interne (33) présentant un bord amont (35) et un bord aval (36) ;
et

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont (35) et le bord aval (36) de la surface interne (33) ;

dans lequel la largeur d'alésage L_a , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\lambda * \frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_{iav}} \leq \lambda * \frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2.\text{m}^2, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur ou}$$

égal à - 4,0, μ_1 est strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence 3,0, μ_3 vaut 55,0 $\text{m}^2.\text{s}^2$, L_a et R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

- [Revendication 8] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, comprenant en outre :
- un arbre de soufflante (20) relié au rotor de soufflante (9) pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de soufflante (16) autour de l'axe longitudinal (X) ; et
 - un mécanisme de réduction (19) couplant l'arbre d'entraînement (11) à l'arbre de soufflante (20) afin d'entraîner l'arbre de soufflante (20) à une vitesse de rotation inférieure à une vitesse de rotation de l'arbre d'entraînement (11).
- [Revendication 9] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, dans lequel la section de soufflante (2) présente un rapport de pression de soufflante, correspondant à un rapport entre une pression moyenne en sortie de la section de soufflante (2) et une pression moyenne en entrée de la section de soufflante (2), qui est inférieur ou égal à 1,45, de préférence inférieur ou égal à 1,30.
- [Revendication 10] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, dans lequel un diamètre du rotor de soufflante (9) est compris entre 80 pouces (203,2 cm) et 185 pouces (469,9 cm) inclus, de préférence entre 85 pouces (215,9 cm) et 120 pouces (304,8 cm) inclus, par exemple de l'ordre de 90 pouces (228,6 cm).
- [Revendication 11] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, dans lequel la section de soufflante (2) est carénée et le système propulsif (1) présente un taux de dilution supérieur ou égal à 10, par exemple compris entre 10 et 35 inclus, de préférence entre 10 et 18 inclus.
- [Revendication 12] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, dans lequel la section de soufflante (2) est carénée et le rotor de soufflante (9) comprend un moyeu et une pluralité d'aubes (14) s'étendant radialement à partir du moyeu, et une vitesse périphérique à

un sommet (21) d'au moins une aube (14) de la pluralité d'aubes (14), lorsque le système propulsif (1) est stationnaire en régime de décollage dans une atmosphère standard et au niveau de la mer, est comprise entre 260 m.s^{-1} et 400 m.s^{-1} inclus.

[Revendication 13] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, dans lequel la section de soufflante (2) est non-carénée et le système propulsif (1) présente un taux de dilution supérieur ou égal à 40, par exemple compris entre 40 et 80 inclus.

[Revendication 14] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 10 ou 13, dans lequel la section de soufflante (2) est non-carénée et le rotor de soufflante (9) comprend un moyeu et une pluralité d'aubes (14) s'étendant radialement à partir du moyeu, et une vitesse périphérique à un sommet (21) d'au moins une aube (14) de la pluralité d'aubes (14), lorsque le système propulsif (1) est stationnaire en régime de décollage dans une atmosphère standard et au niveau de la mer, est comprise entre 210 m.s^{-1} et 260 m.s^{-1} inclus.

[Revendication 15] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 14, dans lequel la turbine d'entraînement (8) comprend au moins trois étages et au plus sept étages.

[Revendication 16] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 15, comprenant en outre un compresseur basse pression (4) comprenant un stator de compresseur basse pression (4b) et un rotor de compresseur basse pression (4a), l'arbre d'entraînement (11) étant relié au rotor de compresseur basse pression (4a) pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de compresseur basse pression (4b) autour de l'axe longitudinal (X), le compresseur basse pression (4) comprenant au moins deux étages et au plus quatre étages.

[Revendication 17] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 16, comprenant en outre :

- un arbre haute pression (10) ;
- une turbine haute pression (7) comprenant un stator de turbine haute pression (7b) et un rotor de turbine haute pression (7a), le rotor de turbine haute pression (7a) étant relié à l'arbre haute pression (10) pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de turbine haute pression (7b) autour de l'axe longitudinal (X) ; et
- un compresseur haute pression (5) comprenant un stator de compresseur haute pression (5b) et un rotor de compresseur haute pression (5a), l'arbre haute pression (10) étant relié au rotor de compresseur haute

- pression (5a) pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de compresseur haute pression (5b) autour de l'axe longitudinal (X).
- [Revendication 18] Système propulsif (1) selon la revendication 17, dans lequel la turbine haute pression (7) est bi-étages.
- [Revendication 19] Système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 17 et 18, dans lequel le compresseur haute pression (5) comprend au moins huit étages et au plus onze étages.
- [Revendication 20] Aéronef (100) comprenant une cellule, un mât et un système propulsif (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 19, le système propulsif (1) étant fixé à la cellule par l'intermédiaire du mât.
- [Revendication 21] Turbine d'entraînement (8) comprenant un stator de turbine d'entraînement (8b) et un rotor de turbine d'entraînement (8a), le rotor de turbine d'entraînement (8a) comprenant une pluralité de viroles (32), une pluralité de disques de turbine (30) reliés deux à deux par une virole (32) de la pluralité de viroles (32), et une pluralité d'aubes de turbine (31) ;
 dans lequel au moins une virole (32) de la pluralité de viroles (32) relie un disque de turbine (30) amont à un disque de turbine (30) aval de la pluralité de disques de turbine (30) et présente :
 une surface externe (48) prévue pour s'étendre en regard du stator de turbine d'entraînement (8b) ; et
 un rayon de virole R_v qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (48) de la virole (32) ;
 dans lequel chacun du disque de turbine (30) amont et du disque de turbine (30) aval est centré sur l'axe longitudinal (X) et présente une surface externe (37) délimitant une pluralité d'alvéoles (38) réparties autour de l'axe longitudinal (X) ;
 dans lequel une première aube de turbine (31) de la pluralité d'aubes de turbine (31) comprend :
 un pied (40) fixé au disque de turbine (30) amont dans une alvéole (38) respective de la pluralité d'alvéoles (38) du disque de turbine (30) amont ;
 une échasse (41) reliée au pied (40) et comprenant une plateforme (42) délimitant une première portion radialement interne d'une veine d'écoulement (29) traversant la turbine d'entraînement (8) ; et
 une pale (43) reliée à la plateforme (42) et s'étendant au sein de la veine d'écoulement (29), la pale (43) présentant un bord d'attaque (44), un bord de fuite (45) et une extrémité (46) opposée à la plateforme (42) ;

dans lequel une deuxième aube de turbine (31) de la pluralité d'aubes de turbine (31) comprend :

un pied (40) fixé au disque de turbine (30) aval dans une alvéole (38) respective de la pluralité d'alvéoles (38) du disque de turbine (30) aval ;
 une échasse (41) reliée au pied (40) et comprenant une plateforme (42) délimitant une deuxième portion radialement interne de la veine d'écoulement (29) traversant la turbine d'entraînement (8) ; et
 une pale (43) reliée à la plateforme (42) et s'étendant au sein de la veine d'écoulement (29), la pale (43) présentant un bord d'attaque (44), un bord de fuite (45) et une extrémité (46) opposée à la plateforme (42) ;
 dans lequel la veine d'écoulement (29) présente :

un rayon externe amont R_{eam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) ;

un rayon interne amont R_{iam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la première aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la première aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) ;

un rayon externe aval R_{eav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) ; et

un rayon interne aval R_{iav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et,

d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) ; dans lequel le rotor de turbine d'entraînement (8a) présente une vitesse limite ω qui est définie comme la plus grande vitesse à laquelle le rotor de turbine d'entraînement (8a) est susceptible d'être entraîné en rotation par rapport au stator de turbine d'entraînement (8b) autour de l'axe longitudinal (X) ;

dans lequel le rayon de virole R_v , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω sont tels que :

$$\chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_1 \geq \frac{4 * R_v}{R_{eam} + R_{iam} + R_{eav} + R_{iav}} \geq \chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_2$$

et

$$\pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 > \psi_3 \quad \text{où } \chi \text{ vaut } -0,4 \text{ s}^2 \cdot \text{m}^2, \psi_2 \text{ vaut } 0,7, \psi_1 \text{ est inférieur}$$

ou égal à 0,9, ψ_1 est strictement supérieur à ψ_2 , ψ_1 vaut de préférence 0,7844, ψ_3 vaut 14,0 m².s⁻², R_v , R_{eam} , R_{iam} , R_{eav} , R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 22]

Procédé (E) de fabrication d'un système propulsif (1), le système propulsif (1) comprenant :

un arbre d'entraînement (11) ;

une turbine d'entraînement (8) comprenant un stator de turbine d'entraînement (8b) et un rotor de turbine d'entraînement (8a), le rotor de turbine d'entraînement (8a) étant relié à l'arbre d'entraînement (11) pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de turbine d'entraînement (8b) autour d'un axe longitudinal (X), le rotor de turbine d'entraînement (8a) comprenant une pluralité de viroles (32), une pluralité de disques de turbine (30) reliés deux à deux par une virole (32) de la pluralité de viroles (32), et une pluralité d'aubes de turbine (31) ;

une section de soufflante (2) comprenant un rotor de soufflante (9) et un stator de soufflante (16), l'arbre d'entraînement (11) étant relié au rotor de soufflante (9) pour l'entraîner en rotation par rapport au stator de soufflante (16) autour de l'axe longitudinal (X) ;

dans lequel au moins une virole (32) de la pluralité de viroles (32) relie un disque de turbine (30) amont à un disque de turbine (30) aval de la pluralité de disques de turbine (30) et présente :

une surface externe (48) s'étendant en regard du stator de turbine d'entraînement (8b) ; et

un rayon de virole R_v qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (48) de la virole (32) ;

dans lequel chacun du disque de turbine (30) amont et du disque de turbine (30) aval est centré sur l'axe longitudinal (X) et présente une surface externe (37) délimitant une pluralité d'alvéoles (38) réparties autour de l'axe longitudinal (X) ;

dans lequel une première aube de turbine (31) de la pluralité d'aubes de turbine (31) comprend :

un pied (40) fixé au disque de turbine (30) amont dans une alvéole (38) respective de la pluralité d'alvéoles (38) du disque de turbine (30) amont ;

une échasse (41) reliée au pied (40) et comprenant une plateforme (42) délimitant une première portion radialement interne d'une veine d'écoulement (29) traversant la turbine d'entraînement (8) ; et

une pale (43) reliée à la plateforme (42) et s'étendant au sein de la veine d'écoulement (29), la pale (43) présentant un bord d'attaque (44), un bord de fuite (45) et une extrémité (46) opposée à la plateforme (42) ;

dans lequel une deuxième aube de turbine (31) de la pluralité d'aubes de turbine (31) comprend :

un pied (40) fixé au disque de turbine (30) aval dans une alvéole (38) respective de la pluralité d'alvéoles (38) du disque de turbine (30) aval ;

une échasse (41) reliée au pied (40) et comprenant une plateforme (42) délimitant une deuxième portion radialement interne de la veine d'écoulement (29) traversant la turbine d'entraînement (8) ; et

une pale (43) reliée à la plateforme (42) et s'étendant au sein de la veine d'écoulement (29), la pale (43) présentant un bord d'attaque (44), un bord de fuite (45) et une extrémité (46) opposée à la plateforme (42) ;

dans lequel la veine d'écoulement (29) présente :

un rayon externe amont R_{eam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) ;

un rayon interne amont R_{iam} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la première aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la première aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la première aube de turbine (31) ;

un rayon externe aval R_{eav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre l'extrémité (46) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) ; et

un rayon interne aval R_{iav} qui est défini comme une moyenne entre, d'une part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord d'attaque (44) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) et, d'autre part, une distance entre l'axe longitudinal (X) et une jonction entre la plateforme (42) de la deuxième aube de turbine (31) et le bord de fuite (45) de la pale (43) de la deuxième aube de turbine (31) ;

dans lequel l'arbre d'entraînement (11) présente une vitesse limite ω qui est définie comme la plus grande vitesse à laquelle l'arbre

d'entraînement (11) est susceptible d'être entraîné en rotation autour de l'axe longitudinal (X) lors du fonctionnement du système propulsif (1) ;

dans lequel le procédé (E) comprend un dimensionnement (E5) de l'au moins une virole (32), un dimensionnement (E5') de la première aube de turbine (31) et un dimensionnement (E5'') de la deuxième aube de turbine (31) mis en œuvre de sorte à ce que le rayon de virole R_v , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_1 \geq \frac{4 * R_v}{R_{eam} + R_{iam} + R_{eav} + R_{iav}} \geq \chi * \pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 + \psi_2$$

et

$$\pi * \frac{(R_{eam}^2 - R_{iam}^2)}{100} * \omega^2 > \psi_3 \quad \text{où } \chi \text{ vaut } -0,4 \text{ s}^2 \cdot \text{m}^2, \psi_2 \text{ vaut } 0,7, \psi_1 \text{ est inférieur}$$

ou égal à 0,9, ψ_1 est strictement supérieur à ψ_2 , ψ_1 vaut de préférence

0,7844, ψ_3 vaut 14,0 m².s⁻², R_v , R_{eam} , R_{iam} , R_{eav} , R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 23]

Procédé (E) selon la revendication 22, dans lequel au moins l'un du disque de turbine (30) amont et du disque de turbine (30) aval présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) et centré sur l'axe longitudinal (X) ;

un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface interne (33) du disque de turbine (30) ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (37) du disque de turbine (30) ;

dans lequel le procédé (E) comprend en outre un dimensionnement (E1) de l'un du disque de turbine (30) amont et du disque de turbine (30) aval mis en œuvre de sorte à ce que le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j et la vitesse limite ω soient tels que :

$$a * R_j * \frac{\pi * \omega}{30} + \beta_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq a * R_j * \frac{\pi * \omega}{30} + \beta_2$$
 où a vaut -0,0027 m.s⁻¹, β_1 vaut 1,55, β_2 est supérieur ou égal à 1,0, β_2 est strictement inférieur à β_1 , β_2 vaut de préférence 1,2951, R_a et R_j sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 24]

Procédé (E) selon l'une quelconque des revendications 22 et 23, dans lequel au moins l'un du disque de turbine (30) amont et du disque de turbine (30) aval présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) et centré sur l'axe longitudinal (X), la surface interne (33) présentant un bord amont (35) et un bord aval (36) ;

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont (35) et le bord aval (36) de la surface interne (33) ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (37) du disque de turbine (30) ;

dans lequel le procédé (E) comprend en outre un dimensionnement (E2) de l'un du disque de turbine (30) amont et du disque de turbine (30) aval mis en œuvre de sorte à ce que la largeur d'alésage L_a , le rayon de jante R_j et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\gamma * \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_j} \leq \gamma * \frac{R_j^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \delta_2$$
 et

$\frac{R_i^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \delta_3$ où \mathcal{V} vaut 0,2424 s².m⁻², δ_2 vaut 12,0, δ_1 est supérieur ou égal à - 8,0, δ_1 est strictement inférieur à δ_2 , δ_1 vaut de préférence 2,0, δ_3 vaut 40,0 m².s⁻², L_a et R_j sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 25]

Procédé (E) selon l'une quelconque des revendications 22 à 24, dans lequel le disque de turbine (30) amont présente en outre :
une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) amont et centré sur l'axe longitudinal (X) ;
un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface interne (33) du disque de turbine (30) amont ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (37) du disque de turbine (30) amont ;

dans lequel le procédé (E) comprend en outre un dimensionnement (E3) du disque de turbine (30) amont et un dimensionnement (E3') de la première aube de turbine (31) mis en œuvre de sorte à ce que le rayon d'alésage R_a , le rayon de jante R_j , le rayon externe amont R_{eam} , le rayon interne amont R_{iam} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\zeta * \pi * (R_{eam}^2 - R_{iam}^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_{eam}^2 - R_{iam}^2) * \omega^2 + \kappa_2 \text{ où } \zeta$$

vaut -0,0091 s².m⁻², κ_1 vaut 1,1, κ_2 est supérieur ou égal à 0,3, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence 0,864, R_a , R_j , R_{eam} et R_{iam} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 26]

Procédé (E) selon l'une quelconque des revendications 22 à 25, dans lequel le disque de turbine (30) aval présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) aval et centré sur l'axe longitudinal (X) ;
un rayon d'alésage R_a qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface interne (33) du disque de turbine (30) aval ; et

un rayon de jante R_j qui est défini comme une plus petite distance entre l'axe longitudinal (X) et la surface externe (37) du disque de turbine (30) aval ;

dans lequel le procédé (E) comprend en outre un dimensionnement (E3) du disque de turbine (30) aval et un dimensionnement (E3') de la deuxième aube de turbine (31) mis en œuvre de sorte à ce que le rayon

d'alésage R_a , le rayon de jante R_j , le rayon externe aval R_{eav} , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\zeta * \pi * (R_{eav}^2 - R_{iav}^2) * \omega^2 + \kappa_1 \geq \frac{R_a}{R_j} \geq \zeta * \pi * (R_{eav}^2 - R_{iav}^2) * \omega^2 + \kappa_2 \text{ où } \zeta$$

vaut $-0,0091 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}$, κ_1 vaut $1,1$, κ_2 est supérieur ou égal à $0,3$, κ_2 est strictement inférieur à κ_1 , κ_2 vaut de préférence $0,864$, R_a , R_j , R_{eav} et R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 27]

Procédé (E) selon l'une quelconque des revendications 22 à 26, dans lequel le disque de turbine (30) amont présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) amont et centré sur l'axe longitudinal (X), la surface interne (33) présentant un bord amont (35) et un bord aval (36) ;
et

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont (35) et le bord aval (36) de la surface interne (33) ;
dans lequel le procédé (E) comprend en outre un dimensionnement (E4) du disque de turbine (30) amont et un dimensionnement (E4') de la première aube de turbine (31) mis en œuvre de sorte à ce que la largeur d'alésage L_a , le rayon interne amont R_{iam} et la vitesse limite ω soient tels que :

$$\lambda * \frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_{iam}} \leq \lambda * \frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

$$\frac{R_{iam}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur}$$

ou égal à $-4,0$, μ_1 est strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence $3,0$, μ_3 vaut $55,0 \text{ m}^2.\text{s}^{-2}$, L_a et R_{iam} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

[Revendication 28]

Procédé (E) selon l'une quelconque des revendications 22 à 27, dans lequel le disque de turbine (30) aval présente en outre :

une surface interne (33) délimitant un alésage (34) circulaire traversant le disque de turbine (30) aval et centré sur l'axe longitudinal (X), la surface interne (33) présentant un bord amont (35) et un bord aval (36) ;
et

une largeur d'alésage L_a qui est définie comme une distance axiale entre le bord amont (35) et le bord aval (36) de la surface interne (33) ;
dans lequel le procédé (E) comprend en outre un dimensionnement (E4) du disque de turbine (30) aval et un dimensionnement (E4') de la deuxième aube de turbine (31) mis en œuvre de sorte à ce que la largeur d'alésage L_a , le rayon interne aval R_{iav} et la vitesse limite ω soient tels

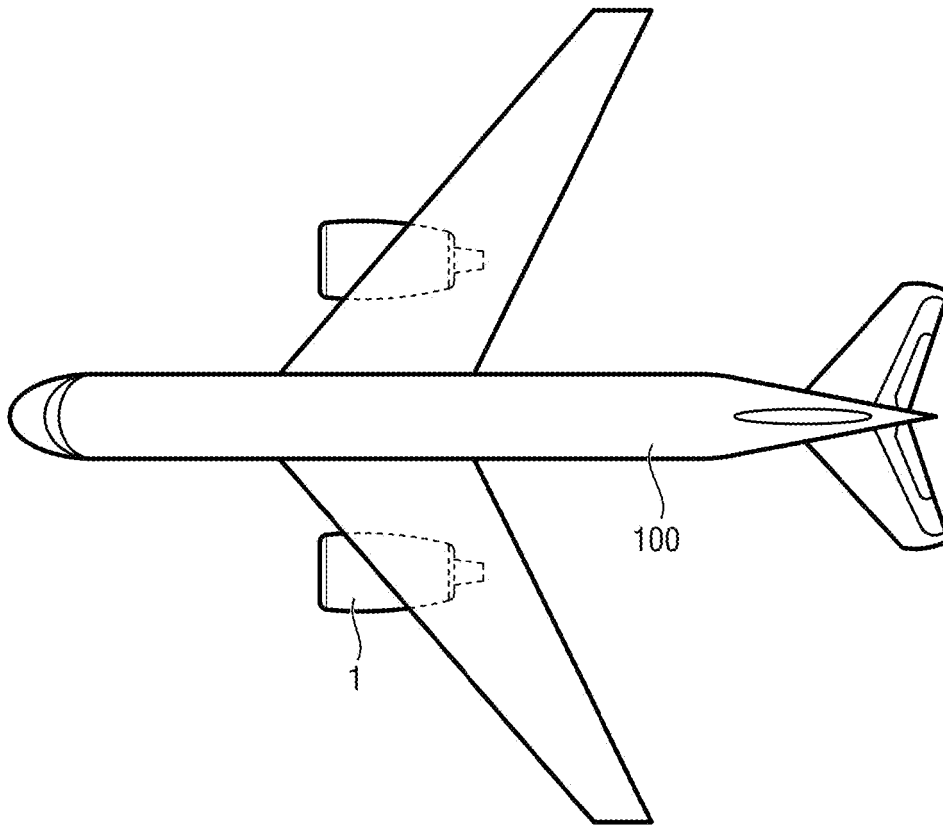
que :

$$\lambda * \frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_1 \leq 100 * \frac{L_a}{R_{iav}} \leq \lambda * \frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} + \mu_2 \text{ et}$$

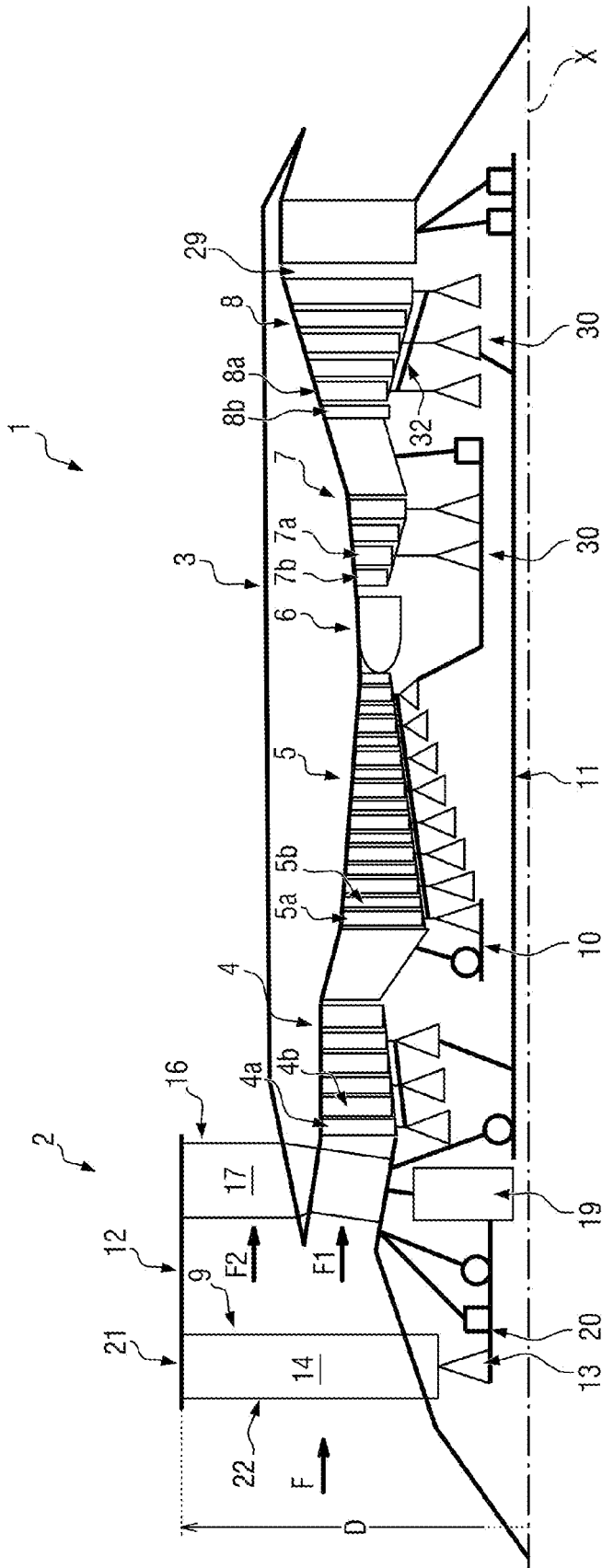
$$\frac{R_{iav}^2 * \omega^2 * \pi^2}{900000} > \mu_3 \text{ où } \lambda \text{ vaut } 0,0779 \text{ s}^2.\text{m}^{-2}, \mu_2 \text{ vaut } 15,0, \mu_1 \text{ est supérieur ou}$$

égal à $-4,0$, μ_1 est strictement inférieur à μ_2 , μ_1 vaut de préférence $3,0$, μ_3 vaut $55,0 \text{ m}^2.\text{s}^{-2}$, L_a et R_{iav} sont exprimés en mètres et ω est exprimée en tours par minute.

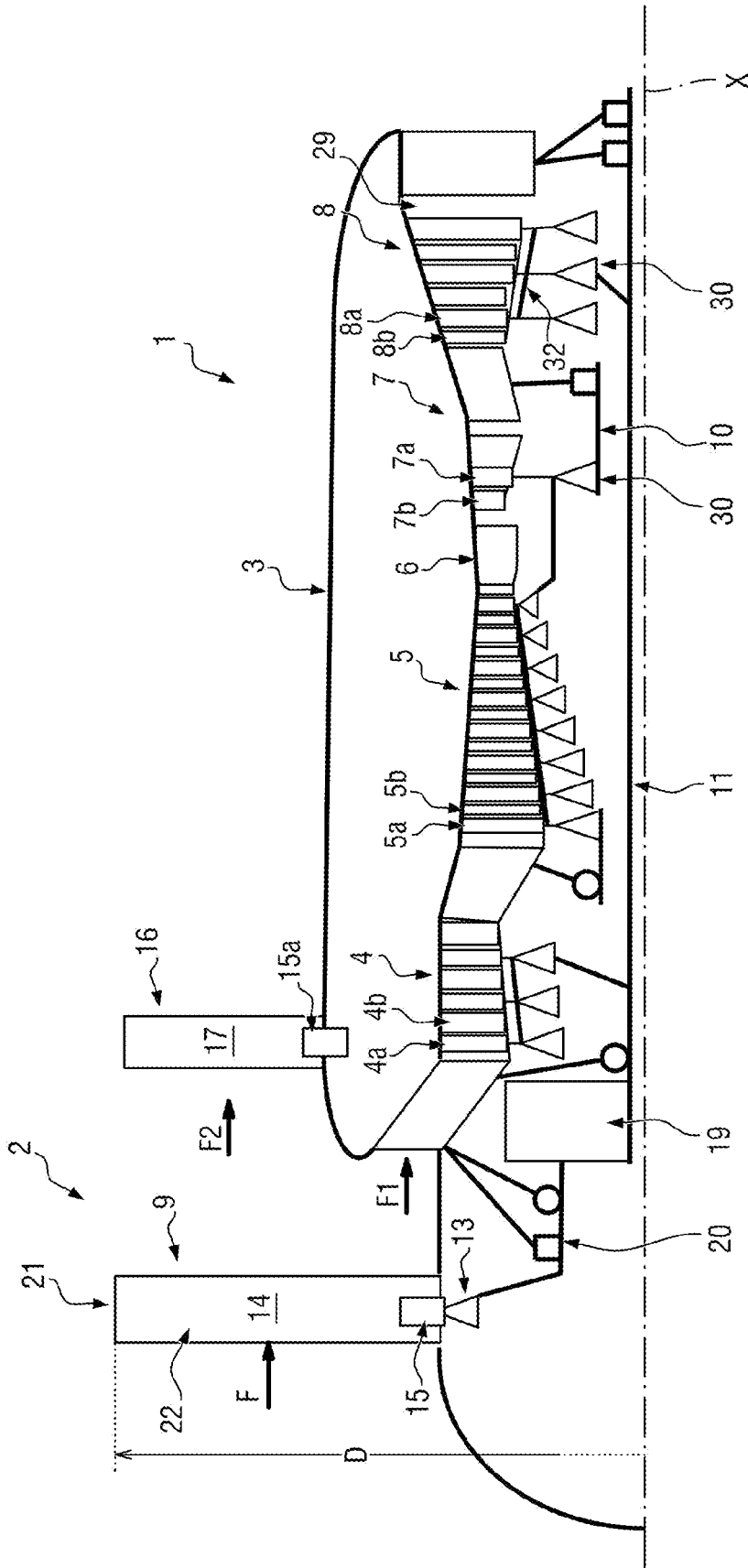
[Fig. 1]



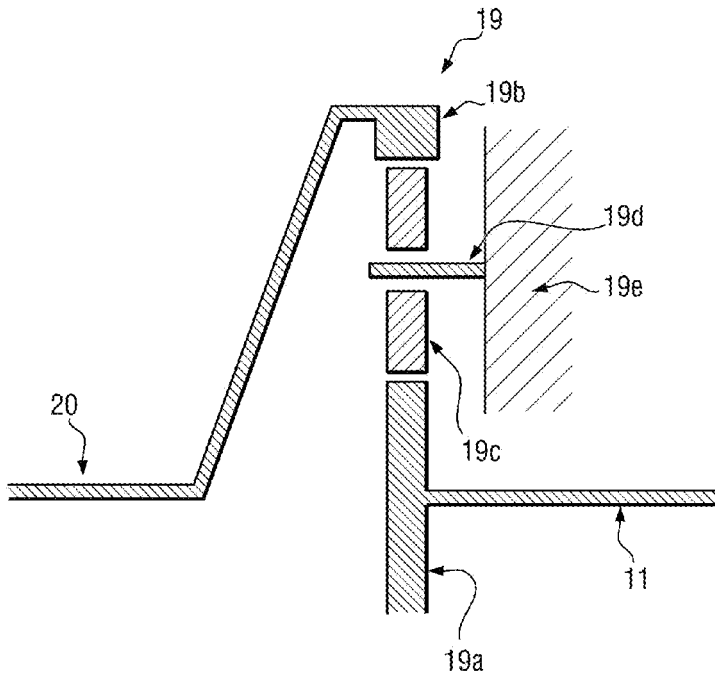
[Fig. 2]



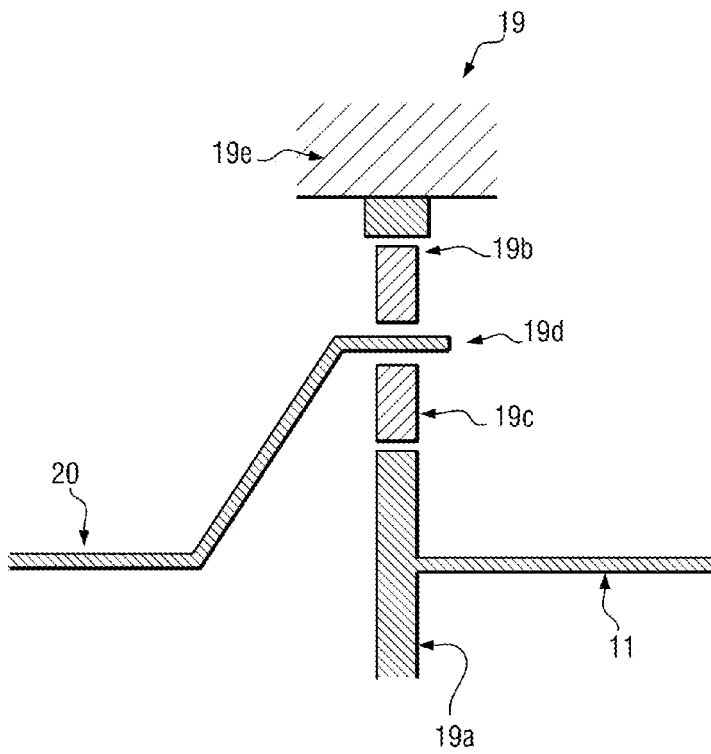
[Fig. 3]



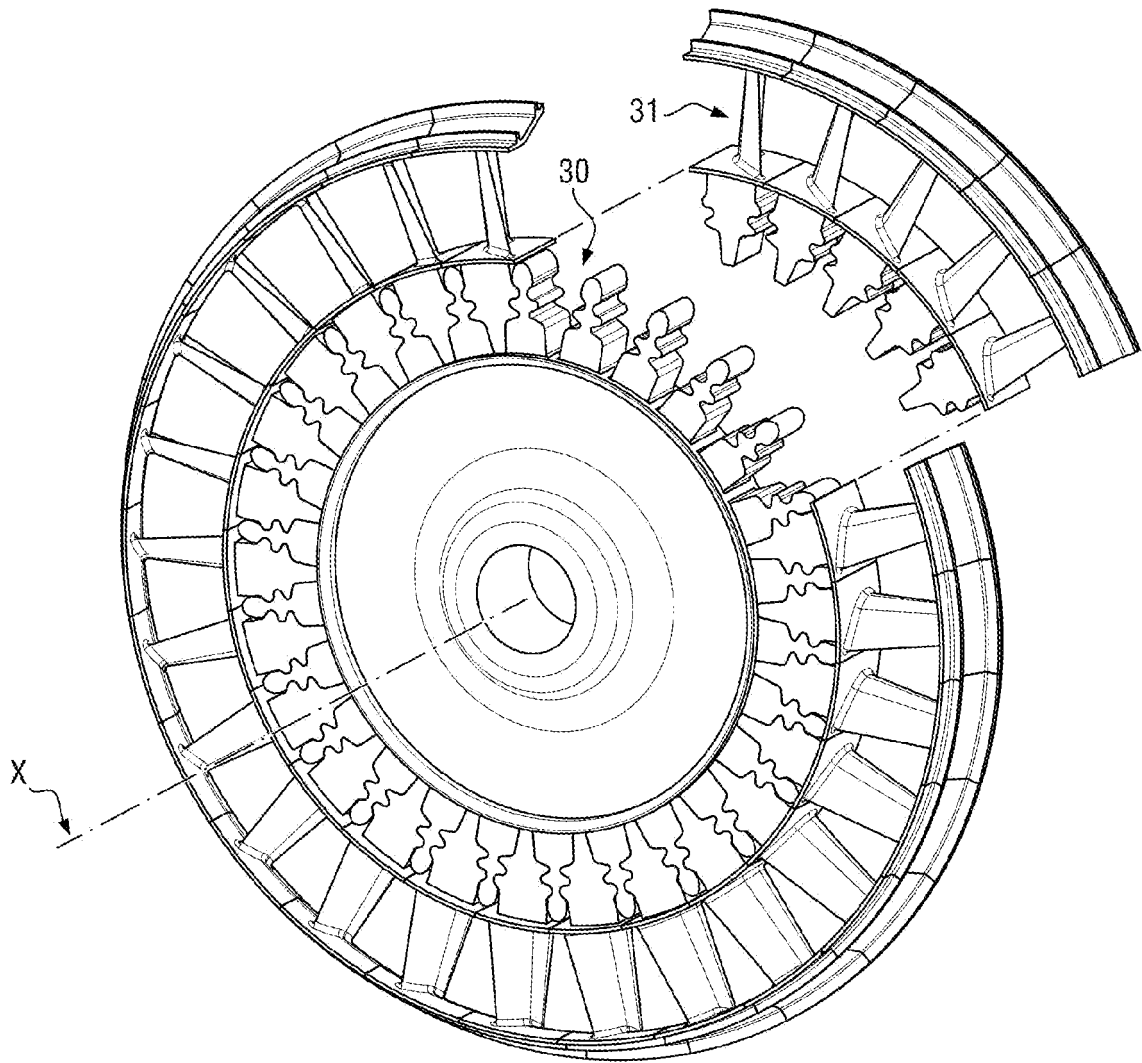
[Fig. 4]



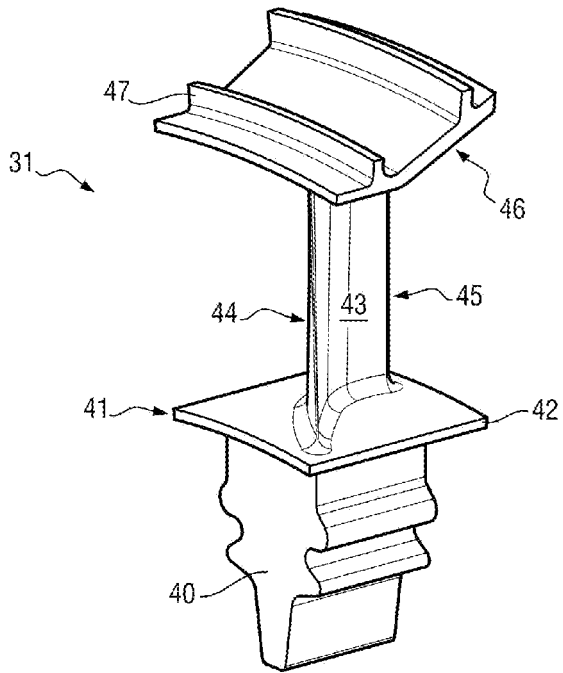
[Fig. 5]



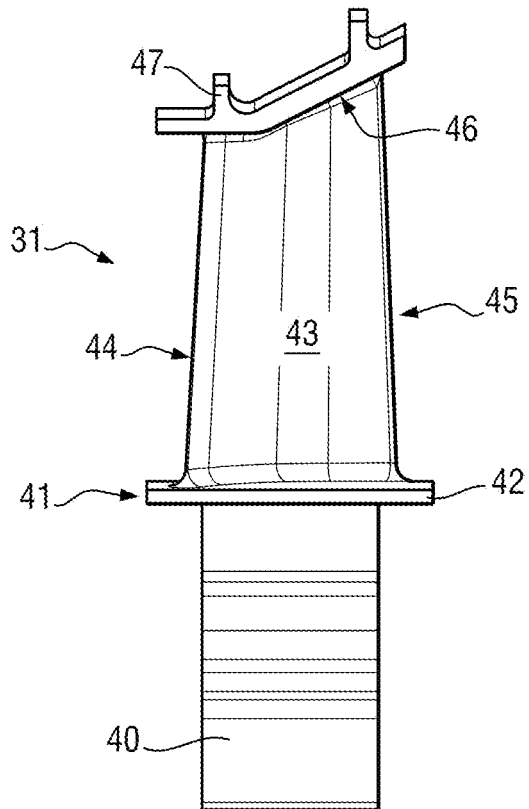
[Fig. 6]



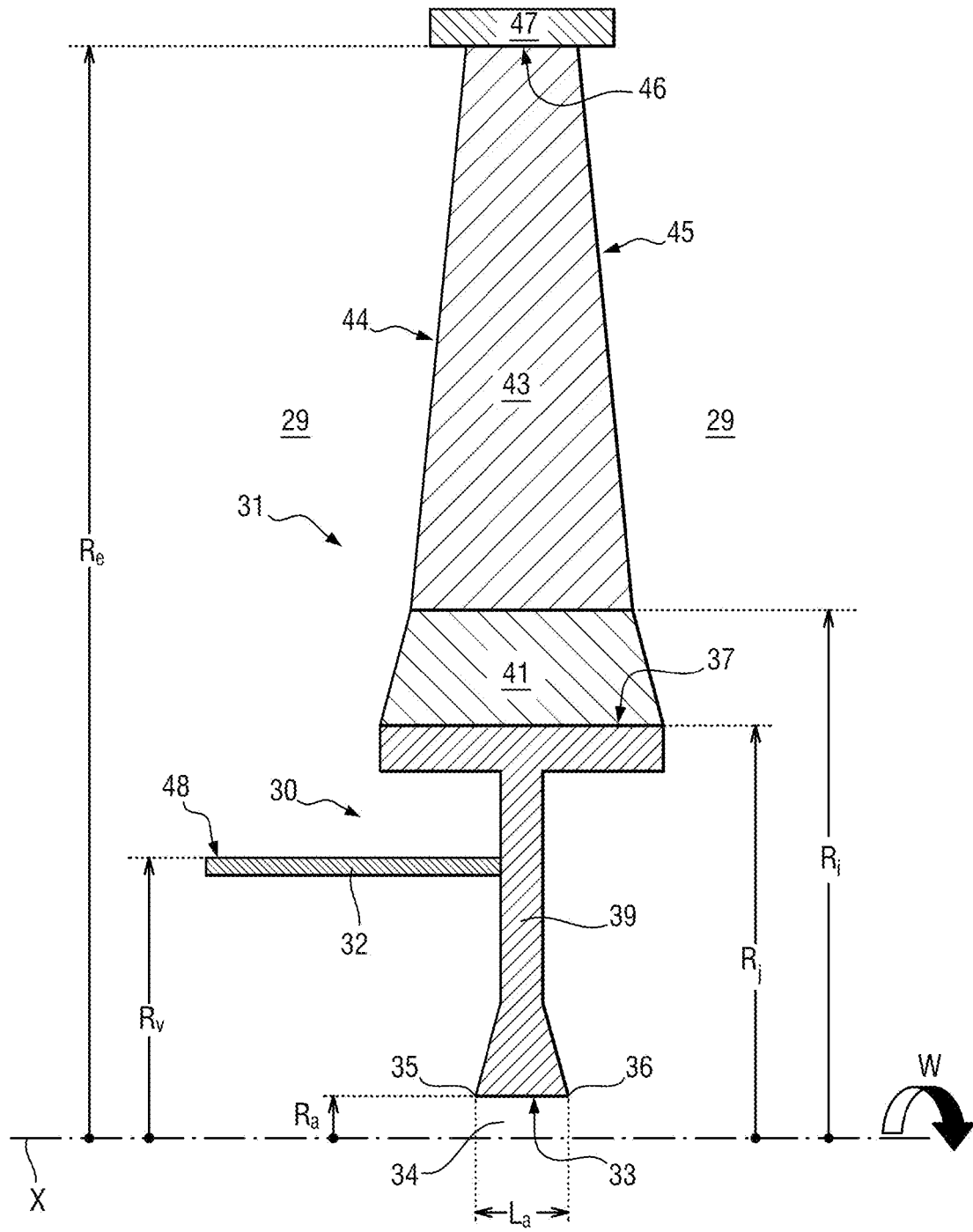
[Fig. 8A]



[Fig. 8B]

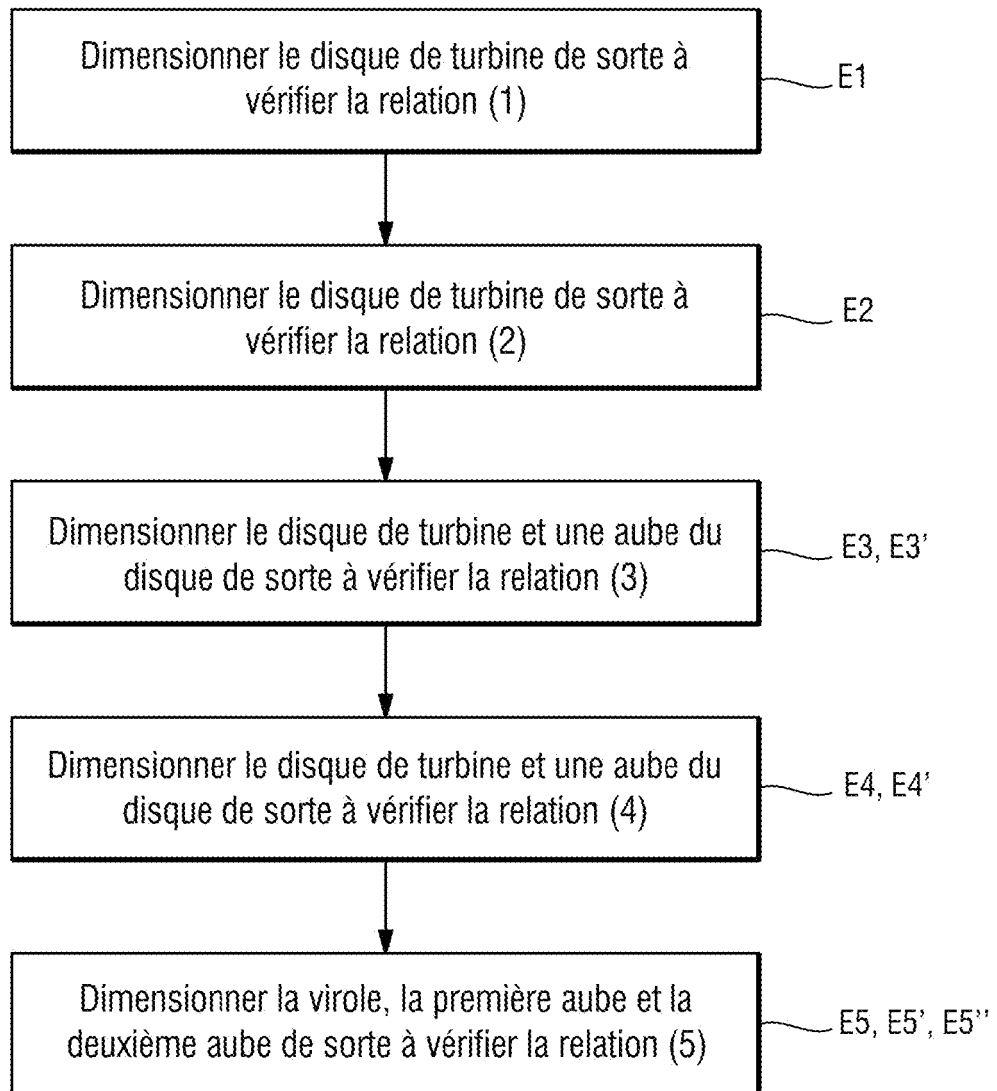


[Fig. 9]



[Fig. 10]

E



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 913609
FR 2213628

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 2013/192266 A1 (HOUSTON DAVID P [US] ET AL) 1 août 2013 (2013-08-01) * page 6, alinéa 88 - page 7, alinéa 98; figures 11,12 * -----	1-28	F02C7/36 F02K3/06
X	EP 3 591 191 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 8 janvier 2020 (2020-01-08) * colonne 9, alinéa 68 - colonne 13, alinéa 85; figure 2A * -----	1-28	
X	EP 3 708 819 A1 (ITP NEXT GENERATION TURBINES SLU [ES]) 16 septembre 2020 (2020-09-16) * colonne 16, alinéa 74 - colonne 19, alinéa 87; figure 4 * -----	1-19, 21-28	
X	EP 4 026 986 A2 (RAYTHEON TECH CORP [US]) 13 juillet 2022 (2022-07-13) * colonne 2, alinéa 14 - colonne 13, alinéa 56; figures 2,3,5 * -----	1-19, 21-28	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F01D F02K F02C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
30 juin 2023		Rau, Guido	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS			
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2213628 FA 913609**

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 **30-06-2023**
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 2013192266 A1	01-08-2013	BR 112014016305 A2	13-06-2017
		CA 2857357 A1	08-08-2013
		CA 2951916 A1	08-08-2013
		EP 2809931 A1	10-12-2014
		EP 3115292 A1	11-01-2017
		RU 2014134792 A	20-03-2016
		SG 11201403015W A	26-09-2014
		US 2013192266 A1	01-08-2013
		WO 2013116262 A1	08-08-2013

EP 3591191 A1	08-01-2020	AUCUN	

EP 3708819 A1	16-09-2020	CN 111692012 A	22-09-2020
		EP 3708819 A1	16-09-2020
		US 2020291782 A1	17-09-2020

EP 4026986 A2	13-07-2022	EP 4026986 A2	13-07-2022
		US 2022220895 A1	14-07-2022
