

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
19 décembre 2024 (19.12.2024)



(10) Numéro de publication internationale
WO 2024/256776 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 27/02 (2006.01) *B64D 35/00* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2024/050759

(22) Date de dépôt international :
11 juin 2024 (11.06.2024)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
FR2306126 15 juin 2023 (15.06.2023) FR

(71) Déposant : **SAFRAN AIRCRAFT ENGINES** [FR/FR] ;
2 boulevard du Général Martial Valin, 75015 PARIS (FR).

(72) Inventeurs : **JABLONSKI, Laurent** ; c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **COTTET, Clément** ; c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **RODA, Jean Charles Olivier** ; c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **LAN-GLOIS, Arnaud Jimmy Marcel** ; c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **BELMONTE, Olivier** ; c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).

(74) Mandataire : **CABINET GERMAIN ET MAUREAU** ;
12 rue Boileau, 69006 LYON (FR).

(54) Title: PROPULSION ASSEMBLY FOR AN AIRCRAFT PROVIDED WITH A PROPELLER AND A CYCLIC PITCH DEVICE FOR THE BLADES OF THE PROPELLER, AND METHOD FOR CONTROLLING THE CYCLIC PITCH OF THE BLADES OF THE PROPELLER

(54) Titre : ENSEMBLE PROPULSIF POUR AÉRONEF POURVU D'UNE HÉLICE ET D'UN DISPOSITIF DE CALAGE CYCLIQUE DES AUBES DE L'HÉLICE ET PROCÉDÉ DE RÉGULATION DU CALAGE CYCLIQUE DES AUBES DE L'HÉLICE

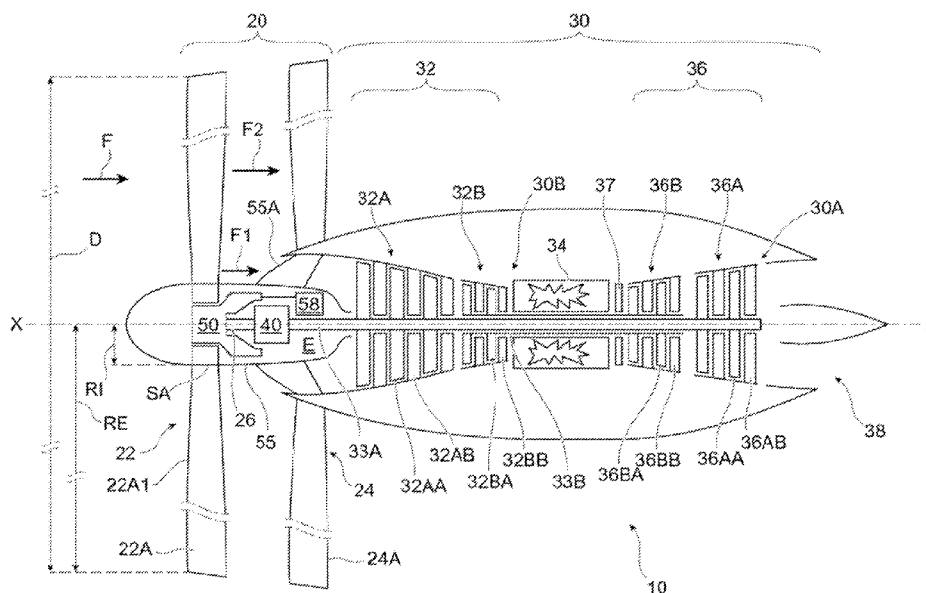


FIG. 2

(57) Abstract: The invention relates to a propulsion assembly (10) for an aircraft, the propulsion assembly (10) extending along an axis (X) and comprising a propulsion module (20) having a propeller (22) provided with blades (22A), a rectifier (24), and a propeller shaft (26) configured to rotate the propeller (22), the blades (22A) of the propeller (22) being entirely or partially made of composite material; a gas generator (30) having a drive shaft (33A); a speed-reduction device (40) rotationally coupling the drive shaft (33A) and the propeller shaft (26), and configured to drive the propeller shaft (26) at a rotational speed lower than the rotational speed of the drive

(81) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible*) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MU, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.

(84) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, CV, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SC, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, ME, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée:

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

shaft (33A); and a cyclic pitch device for the blades of the propeller (50).

(57) **Abrége** : Ensemble propulsif (10) pour aéronef, l'ensemble propulsif (10) s'étendant selon un axe (X) et comprenant un module propulseur (20) présentant une hélice (22) pourvue d'aubes (22A), un redresseur (24), et un arbre d'hélice (26) configuré pour entraîner l'hélice (22) en rotation, les aubes (22A) de l'hélice (22) étant en tout ou partie en matériau composite; un générateur de gaz (30) présentant un arbre d'entraînement (33A); un dispositif de réduction de vitesse (40) couplant en rotation l'arbre d'entraînement (33A) et l'arbre d'hélice (26), et configuré pour entraîner l'arbre d'hélice (26) à une vitesse de rotation inférieure à la vitesse de rotation de l'arbre d'entraînement (33A); et un dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50).

Description

Titre de l'invention : Ensemble propulsif pour aéronef pourvu d'une hélice et d'un dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice et procédé de régulation du calage cyclique des aubes de l'hélice

5

Domaine Technique

[0001] Le présent exposé concerne un ensemble propulsif pour aéronef pourvu d'une hélice et d'un dispositif de calage cyclique de aubes de l'hélice et un procédé de régulation du calage cyclique des aubes de l'hélice.

- 10 [0002] Dans le cadre du présent exposé, le terme « ensemble propulsif pour aéronef pourvu d'une hélice » désigne l'ensemble des appareils à turbine à gaz produisant une poussée nécessaire à la propulsion d'un aéronef, notamment d'un avion, par réaction à l'éjection à grande vitesse de gaz, essentiellement par l'hélice. Le terme « hélice » désigne un rotor de soufflante non caréné. Des ensembles propulsifs pour aéronef pourvus d'au
- 15 moins une hélice sont aussi connus sous les termes anglais « *open fan* » ou « *unducted fan* ».

Technique antérieure

- [0003] De nombreuses recherches visent à améliorer le rendement des moteurs
- 20 aéronautiques, et notamment des moteurs d'avion, en vue de diminuer leur impact environnemental et écologique. Un des axes identifiés pour améliorer le rendement propulsif des moteurs d'avion, réduire leur consommation et le bruit généré par le module propulseur, est d'augmenter autant que possible le taux de dilution (ou BPR pour « *bypass ratio* » en anglais), qui correspond au rapport du débit massique du flux d'air
- 25 secondaire divisé par le débit massique du flux d'air primaire. Pour ce faire, une des solutions consiste à coupler indirectement le module propulseur et le générateur de gaz, par exemple par l'intermédiaire d'un dispositif de réduction de vitesse. Ainsi, il est possible d'optimiser indépendamment la vitesse de rotation du ou des corps mobiles du générateur de gaz d'une part et la vitesse de rotation du rotor du module propulseur
- 30 d'autre part. Toutefois, l'amélioration du taux de dilution implique généralement aussi une augmentation du diamètre du module propulseur, et par conséquent des dimensions externes de l'ensemble propulsif. Ceci se traduit par une augmentation de la masse, de la consommation et de la traînée de l'ensemble propulsif, ainsi qu'une intégration plus difficile au sein de l'avion.

[0004] En outre, parmi les moteurs présentant un grand taux de dilution, les ensembles propulsifs à hélice sont soumis à une contrainte mécanique dite « 1P » qui est prépondérante et à prendre en considération dans le dimensionnement et le design du moteur. Cette contrainte 1P (ou moment 1P) est le résultat d'un différentiel de pression exercé par le flux d'air incident sur les aubes de l'hélices, lié à la rotation de l'hélice. En effet, le flux d'air incident n'étant en général pas parallèle à l'axe de rotation de l'hélice, un différentiel de pression est exercé par ce flux d'air sur les aubes diamétralement opposées de l'hélice. Ceci génère une contrainte résultante sur l'ensemble de l'hélice, ainsi que sur l'arbre portant l'hélice et sur toute la chaîne de transmission d'énergie motrice à l'hélice. Cette contrainte est importante et à prendre en compte pour le dimensionnement du moteur. Aussi, les hélices et la chaîne de transmission de puissance des moteurs d'avion doivent généralement être particulièrement résistantes d'un point de vue mécanique, et sont parfois pourvues d'un mécanisme de calage cyclique, actif ou passif (voir par exemple FR2997138, FR3067415 ou FR3101664), mais tout ceci peut pénaliser sensiblement la masse du moteur, et donc le rendement du moteur. Il existe donc un besoin en ce sens, pour des optimisations.

Exposé de l'invention

[0005] Un mode de réalisation concerne un ensemble propulsif pour aéronef, l'ensemble propulsif s'étendant selon un axe et comprenant un module propulseur présentant une hélice pourvue d'aubes, un redresseur, et un arbre d'hélice configuré pour entraîner l'hélice en rotation, les aubes de l'hélice étant en tout ou partie en matériau composite ; un générateur de gaz présentant un arbre d'entraînement ; un dispositif de réduction de vitesse couplant en rotation l'arbre d'entraînement et l'arbre d'hélice, et configuré pour entraîner l'arbre d'hélice à une vitesse de rotation inférieure à la vitesse de rotation de l'arbre d'entraînement ; et un dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice. De manière générale, le dispositif de calage cyclique est d'une part associé à un stator dans l'ensemble propulsif et d'autre part associé à l'hélice qui est en liaison à l'arbre d'hélice associé au dispositif de réduction.

[0006] De manière générale dans le présent exposé et sauf indication contraire, l'amont et l'aval sont définis par rapport au sens d'écoulement normal du fluide (de l'amont vers l'aval) à travers l'ensemble propulsif. Par ailleurs, la direction axiale correspond à la direction de l'axe de l'ensemble propulsif, et une direction radiale est une direction perpendiculaire à l'axe. La direction azimutale ou circonférentielle correspond à la direction décrivant un anneau autour de la direction axiale. Les trois directions axiale,

radiale et azimutale correspondent respectivement aux directions définies par la côte, le rayon et l'angle dans un système de coordonnées cylindrique. Enfin, sauf précision contraire, les adjectifs « intérieur »/« interne » et « extérieur »/« externe » sont utilisés en référence à une direction radiale de sorte que la partie intérieure (i.e. radialement intérieure) d'un élément est plus proche de l'axe que la partie extérieure (i.e. radialement extérieure) du même élément.

[0007] Par la suite, et sauf indication contraire, par « ensemble propulsif » on entend « ensemble propulsif pour aéronef ». Par la suite, et sauf indication contraire, par « dispositif de calage cyclique » on entend « dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice ».

[0008] Un redresseur est une roue à aubes immobile en rotation autour de l'axe de l'ensemble propulsif (i.e. le redresseur est un stator), l'hélice étant une roue à aubes mobile en rotation autour de l'axe de l'ensemble propulsif (i.e. l'hélice est un rotor). Le redresseur, généralement disposé en aval de l'hélice, a pour fonction de redresser le flux d'air en aval de l'hélice selon l'axe.

[0009] Le générateur de gaz peut être un générateur de gaz simple, double ou triple corps, et comprend de l'amont vers l'aval, le long de l'axe, un compresseur (ou section compresseur), une chambre de combustion, et une turbine (ou section turbine).

[0010] Au sens du présent exposé, le terme « matériau composite » désigne un matériau comprenant des fibres de renfort, par exemple des fibres de renfort longues, par exemple d'une longueur supérieure ou égale à 1 cm (un centimètre), noyées dans une matrice en matériau polymérique, par exemple une résine époxy. Par exemple, les fibres peuvent comprendre des torons de fibres de carbone. Selon un autre exemple, les fibres peuvent comprendre des torons de fibres de verre au sein de torons de fibres de carbone. Des exemples de tels matériaux sont décrits dans EP2588758, WO2022018353 ou WO2022208002. Par exemple, des aubes en tissé 3D ou en stratifié sont considérées comme de aubes en matériau composite. Chaque aube de l'hélice peut être intégralement en matériau composite, ou bien peut comprendre une partie, par exemple le profil aérodynamique, en matériau composite, et une autre partie, par exemple le pied et/ou un longeron interne s'étendant longitudinalement depuis le pied à l'intérieur du profil aérodynamique, dans un matériau autre, par exemple en métal.

[0011] Pour rappel, le calage ou angle de calage, d'une aube correspond à l'angle que fait une corde de l'aube, la corde étant un segment géométrique abstrait s'étendant, à une hauteur donnée du profil aérodynamique, entre le bord d'attaque et le bord de fuite de l'aube, avec l'axe de rotation de l'hélice au sein de laquelle est montée l'aube. Un

dispositif de calage cyclique est un dispositif configuré pour ajuster le calage de chaque aube de l'hélice en fonction de sa position angulaire autour de l'axe de l'hélice, pendant la rotation de l'hélice autour de son axe. Le calage cyclique des aubes est différent d'un éventuel calage collectif des aubes en ce qu'il est propre à chacune des aubes et différent pour chacune des aubes de l'hélice, à tout le moins pour les aubes adjacentes au sein de l'hélice. Un calage collectif correspond à un calage commun à toutes les aubes de l'hélice. En d'autres termes, un angle de calage cyclique peut être considéré comme un angle de calage de compensation ou de correction, propre à chaque aube prise individuellement et fonction de la position angulaire de l'aube autour de l'axe de rotation de l'hélice, d'un angle de calage collectif (fixe ou variable) commun à l'ensemble des aubes. Un dispositif de calage cyclique peut être configuré pour ajuster uniquement le calage cyclique des aubes, ou bien pour ajuster le calage cyclique et un éventuel calage collectif des aubes. Un dispositif de calage cyclique peut être distinct d'un éventuel dispositif de calage collectif, ou bien former aussi un dispositif de calage collectif.

[0012] Les inventeurs ont identifié que dans le contexte d'un ensemble propulsif de type « *open fan* » le dispositif de calage cyclique permet de réduire significativement les sollicitations mécaniques sur chacune des aubes de l'hélice liées aux contraintes 1P, grâce à quoi il est possible d'utiliser des aubes fabriquées en tout ou partie en matériau composite, présentant une résistance différente d'un point de vue mécanique que celle des matériaux plus traditionnels tels que le métal, et plus léger. La combinaison de l'utilisation d'un dispositif de calage cyclique et d'aubes en tout ou partie en matériau composite crée une synergie qui entraîne une diminution des sollicitations mécaniques générées par les contraintes 1P au sein de la chaîne de transmission du couple moteur à l'hélice, ce qui permet un dimensionnement des divers éléments impliqués plus favorable en terme de masse, et améliore donc le rendement. Ceci permet aussi un meilleur équilibre de l'aéronef sur lequel l'ensemble propulsif est monté, par exemple en gérant de manière spécifique le porte-à-faux de l'ensemble propulsif par rapport à l'aile qui le supporte sur l'aéronef.

[0013] Dans certains modes de réalisation, l'arbre d'hélice peut être coaxial avec l'arbre d'entraînement.

[0014] En d'autres termes, l'axe de l'arbre d'hélice et l'axe de l'arbre d'entraînement peuvent être coaxiaux et confondus avec l'axe de l'ensemble propulsif.

[0015] Une telle configuration permet d'utiliser un carter extérieur du générateur de gaz plus simple et présentant une masse relativement réduite. Par ailleurs, la stabilité du flux d'air

d'alimentation du générateur de gaz est améliorée tandis que la partie des aubes de l'hélice radialement plus proche de l'axe opère une première compression du flux d'air d'alimentation du générateur de gaz, en amont du générateur de gaz, ce qui améliore le rendement.

5 [0016] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice peut comprendre exactement trois ou quatre vérins.

[0017] Les vérins peuvent être du type « simple chambre » ou « double chambre ». Tous les vérins peuvent être du même type, mais pas nécessairement. De manière générale, ils sont associés à un stator dans l'ensemble propulsif et permettent de commander un
10 déplacement associé à l'hélice dans le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice via des organes tournant en corrélation avec l'arbre d'hélice.

[0018] Un tel nombre de vérin permet une optimisation de la masse du dispositif de calage cyclique tout en assurant un niveau de sécurité satisfaisant. En effet, trois vérins sont suffisants pour assurer le fonctionnement du dispositif de calage cyclique. Par exemple,
15 si au moins un de ces trois vérins (donc en prévoyant exactement trois vérins) est du type « double chambre », on obtient une certaine redondance suffisante pour assurer la disponibilité requise du dispositif de calage cyclique avec un impact sur la masse globale du système acceptable. Selon une variante, en utilisant des vérins de type « chambre simple » un quatrième vérin (donc en prévoyant exactement quatre vérins) permet
20 d'assurer une redondance suffisante pour assurer la disponibilité requise du dispositif de calage cyclique avec un impact sur la masse globale du système acceptable.

[0019] Dans certains modes de réalisation, les vérins peuvent être régulièrement répartis circonférentiellement autour de l'axe.

[0020] Une telle configuration permet de répartir de manière homogène la masse des vérins
25 au sein de l'ensemble propulsif, une bonne répartition des efforts générés par les vérins, et donc une optimisation qui permet de réduire autant que possible la capacité, et donc la masse des vérins.

[0021] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice peut comprendre comprend au moins un vérin, le au moins un vérin étant
30 configuré pour adopter une position au sein d'une course totale de calage collectif, et pour permettre une course de calage cyclique comprise entre ± 40 mm (plus ou moins quarante millimètres), par exemple entre ± 20 mm (plus ou moins vingt millimètres), par exemple entre ± 16 mm (plus ou moins seize millimètres), par exemple entre $\pm 9,6$ mm (plus ou moins neuf millimètres et six dixièmes de millimètres), autour de ladite position.
35 Par exemple, tous les vérins peuvent être identiques et configurés pour adopter une

position au sein d'une course totale de calage collectif, et pour permettre une course de calage cyclique comprise ± 40 mm (plus ou moins quarante millimètres), par exemple entre ± 20 mm (plus ou moins vingt millimètres), par exemple entre ± 16 mm (plus ou moins seize millimètres), par exemple entre $\pm 9,6$ mm (plus ou moins neuf millimètres et six dixièmes de millimètres), autour de ladite position.

[0022] On comprend que le vérin peut présenter une tige coulissante, cette tige coulissante présentant un point de référence, par exemple l'extrémité distale de la tige, et que ce point de référence est mobile entre deux positions extrêmes définissant la course totale du vérin, cette course totale permettant le calage collectif selon une course totale de calage collectif et le calage cyclique pour toutes les positions du vérin au sein de la course totale de calage collectif. Une telle configuration permet d'utiliser des vérins présentant une course suffisante et une masse optimisée.

[0023] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice peut comprendre un anneau de calage rotulé autour de l'axe et coulissant parallèlement à l'axe.

[0024] On comprend que l'anneau de calage est rotulé autour de l'axe, par exemple pour assurer le calage cyclique des aubes. L'anneau de calage est coulissant le long de l'axe, par exemple pour assurer un calage collectif. Un tel anneau peut permettre de réduire la masse globale du système, d'améliorer le guidage, la rigidité de l'ensemble ainsi que la précision du calage.

[0025] Dans certains modes de réalisation, l'anneau de calage peut être monté coulissant sur l'arbre d'hélice ou sur un stator.

[0026] Le montage sur l'arbre d'hélice ou sur un stator permet d'optimiser l'encombrement et l'efficacité cinématique du système, et permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble. Un tel montage peut aussi permettre de limiter le porte à faux de la cinématique, qui présente ainsi une meilleure rigidité et une meilleure précision de calage.

[0027] Dans certains modes de réalisation, l'anneau de calage peut présenter un rayon interne compris entre 150 mm (cent cinquante millimètres) et 450 mm (quatre cent cinquante millimètres), par exemple 225 mm (deux cent vingt-cinq millimètres).

[0028] De telles dimensions permettent d'optimiser l'encombrement et l'efficacité cinématique du système, et permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble. Par exemple, ceci permet une intégration de l'anneau dans l'espace disponible sous le moyeu de l'hélice.

[0029] Dans certains modes de réalisation, l'anneau de calage peut être rotulé sur une plage angulaire comprise entre $\pm 30^\circ$ (plus ou moins trente degrés d'angle), par exemple entre $\pm 15^\circ$ (plus ou moins quinze degrés d'angle), par exemple entre $\pm 10,5^\circ$ (plus ou moins dix degrés d'angle et cinq dixièmes de degrés d'angle) par exemple environ $\pm 4,0^\circ$ (plus ou moins quatre degrés d'angle).

[0030] Une telle amplitude de mouvement de rotule permet d'assurer l'efficacité requise pour un ensemble propulsif du type « open fan » dans son contexte aérodynamique, sur un aéronef, par exemple un avion, en vol, tout en étant dimensionné au plus juste, ce qui permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble. En outre, une plage angulaire importante peut permettre d'améliorer la précision du système.

[0031] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice peut comprendre un accumulateur de pression configuré pour fournir une énergie de commande de sécurité afin d'amener les aubes (i.e. toutes les aubes) en drapeau.

[0032] La position « drapeau » des aubes correspond à la position des aubes qui minimise le maître couple de l'hélice. En d'autres termes, le calage associé à la position « drapeau » est le calage qui minimise la trainée de l'hélice par rapport au flux d'air qui traverse l'hélice.

[0033] Un tel accumulateur de pression est un système de sécurité fiable (notamment dû à la proximité physique entre l'accumulateur et le actionneurs ou vérins, ce qui améliore les chances du système de résister à des accidents extrêmes du type perte d'une aube d'hélice) et relativement léger par rapport à d'autres systèmes de sécurité envisageables.

[0034] Dans certains modes de réalisation, l'angle de calage cyclique peut être compris entre $\pm 30^\circ$ (plus ou moins trente degrés d'angle), par ex $\pm 6^\circ$ (plus ou moins six degrés d'angle).

[0035] Une telle amplitude d'angle de calage cyclique d'assurer l'efficacité requise pour un ensemble propulsif du type « open fan » dans son contexte aérodynamique, sur un aéronef, par exemple un avion, en vol, tout en étant dimensionné au plus juste, ce qui permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble.

[0036] Dans certains modes de réalisation, l'hélice peut présenter un diamètre mesuré en bord d'attaque supérieur ou égal à 1,98 m (un mètre et quatre-vingt-dix-huit centièmes de mètre) et inférieur ou égal à 6.12 m (six mètres et douze centièmes de mètre), par exemple supérieur ou égal à 1,98 m (un mètre et quatre-vingt-dix-huit centièmes de mètre) et inférieur ou égal à 4,30 m (quatre mètres et trente centièmes de mètre).

[0037] Des telles aubes permettent d'optimiser l'efficacité globale de l'ensemble propulsif monté sur un aéronef, par exemple un avion, en fonction du besoin associé à la catégorie de l'avion (e.g. nombre de places), ce qui permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble. Par ailleurs, un grand diamètre d'hélice peut permettre d'améliorer le rendement propulsif malgré l'augmentation de masse que cela peut représenter.

[0038] Dans certains modes de réalisation, l'hélice peut comprendre au moins 10 (dix) aubes et au plus 18 (dix-huit) aubes.

[0039] Un tel nombre de aubes permet d'assurer l'efficacité aérodynamique et acoustique requise, et donc une efficacité globale de l'ensemble propulsif satisfaisante, tout en optimisant la masse de l'ensemble propulsif.

[0040] Dans certains modes de réalisation, l'hélice peut présenter un rapport moyeu-tête supérieur ou égal à 0,22 (vingt-deux centièmes) et inférieur ou égal à 0,35 (trente-cinq centièmes), par exemple supérieur ou égal à 0,25 (vingt-cinq centièmes) et inférieur ou égal à 0,35 (trente-cinq centièmes), par exemple inférieur ou égal à 0,27 (vingt-sept centièmes).

[0041] Le rapport moyeu-tête est le rapport du rayon interne de l'hélice divisé par le rayon externe de l'hélice. Le rayon interne correspond à la distance radiale entre l'axe de rotation de l'hélice et le point d'intersection du bord d'attaque du profil aérodynamique des aubes de l'hélice avec la surface aérodynamique de la plateforme interne inter-aubes. Le rayon externe correspond à la distance entre l'axe de rotation de l'hélice et le point d'intersection entre le bord d'attaque du profil aérodynamique des aubes de l'hélice et le sommet des aubes de l'hélice (et correspond à la moitié du diamètre de l'hélice). Au plus le rapport moyeu-tête est petit, au plus l'hélice est performante et au plus la charge mécanique subie par le moyeu augmente.

[0042] Un tel rapport moyeu-tête permet d'assurer l'efficacité aérodynamique et acoustique requise, et donc une efficacité globale de l'ensemble propulsif satisfaisante, tout en optimisant la masse de l'ensemble propulsif.

[0043] Dans certains modes de réalisation, l'hélice peut comprendre au moins 10 (dix) aubes et au plus 16 (seize) aubes et le rapport moyeu-tête peut être supérieur ou égal à 0,25 (vingt-cinq centièmes) et inférieur ou égal à 0,30 (trente centièmes).

[0044] Une telle combinaison du nombre d'aubes et du rapport moyeu-tête permet d'assurer une efficacité aérodynamique et acoustique, et donc une efficacité globale de l'ensemble propulsif optimisées, ce qui permet d'optimiser encore la masse de l'ensemble propulsif.

[0045] Dans certains modes de réalisation, l'hélice peut comprendre au moins 14 (quatorze) aubes et au plus 18 (dix-huit) aubes et le rapport moyeu-tête peut être supérieur ou égal à 0,30 (trente centième) et inférieur ou égal à 0,35 (trente-cinq centièmes).

[0046] Une telle combinaison du nombre d'aubes et du rapport moyeu-tête permet d'assurer une efficacité aérodynamique et acoustique, et donc une efficacité globale de l'ensemble propulsif optimisées, ce qui permet d'optimiser encore la masse de l'ensemble propulsif.

[0047] Dans certains modes de réalisation, le mécanisme de réduction peut avoir un rapport de réduction supérieur ou égal à 2,5 (deux et cinq dixièmes) et inférieur ou égal à 11,0 (onze), par exemple supérieur ou égal à 2,7 (deux et sept dixièmes) et inférieur ou égal à 6,0 (six), par exemple supérieur ou égal à 2,7 (deux et sept dixièmes) et inférieur ou égal à 3,6 (trois et six dixièmes), par exemple autour de 3,0 (trois).

[0048] Une tel rapport de réduction permet d'optimiser d'une part l'efficacité de la turbine du générateur de gaz et d'autre par l'efficacité de l'hélice en fonction de son diamètre extérieur en tête d'aube, ce qui permet indirectement d'optimiser la masse et le rendement de l'ensemble propulsif.

[0049] Dans certains modes de réalisation, le générateur de gaz peut comprendre un corps haute pression et un corps basse pression.

[0050] On comprend que le corps haute pression comprend un compresseur haute pression couplé en rotation avec une turbine haute pression par l'intermédiaire d'un arbre haute pression. Le corps basse pression comprend un compresseur basse pression disposé en amont du compresseur haute pression, et une turbine basse pression, disposée en aval de la turbine haute pression, et couplée en rotation avec le compresseur basse pression par l'intermédiaire d'un arbre basse pression. L'arbre basse pression peut former l'arbre d'entraînement du générateur de gaz. Le compresseur du générateur de gaz comprend les compresseurs basse et haute pression. La turbine du générateur de gaz comprend les turbines basse et haute pression.

[0051] Ceci permet d'optimiser l'efficacité globale de l'ensemble propulsif, et notamment la poussée, la consommation, l'efficacité du compresseur et de la turbine dans un contexte « open fan », ce qui permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble propulsif.

[0052] Dans certains modes de réalisation, le corps basse pression peut comprendre une turbine basse pression, la turbine basse pression présentant au moins 3 (trois) étages et au plus 8 (huit) étages.

[0053] Ceci permet d'optimiser l'efficacité globale de l'ensemble propulsif, et notamment la turbine basse pression dans un contexte « open fan », ce qui permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble propulsif.

[0054] Dans certains modes de réalisation, le corps basse pression peut comprendre un compresseur basse pression, le compresseur basse pression présentant au moins 2 (deux) étages et au plus 5 (cinq) étages.

[0055] Ceci permet d'optimiser l'efficacité globale de l'ensemble propulsif, et notamment le compresseurs basse pression dans un contexte « open fan », ce qui permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble propulsif.

[0056] Dans certains modes de réalisation, le corps haute pression peut comprendre une turbine haute pression, la turbine haute pression présentant 2 (deux) étages.

[0057] Ceci permet d'optimiser l'efficacité globale de l'ensemble propulsif, et notamment la turbine haute pression dans un contexte « open fan », ce qui permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble propulsif.

[0058] Dans certains modes de réalisation, le corps haute pression peut comprendre un compresseur haute pression, le compresseur haute pression présentant au moins 8 (huit) étages et au plus 11 (onze) étages.

[0059] Ceci permet d'optimiser l'efficacité globale de l'ensemble propulsif, et notamment le compresseurs haute pression dans un contexte « open fan », ce qui permet indirectement d'optimiser la masse de l'ensemble propulsif.

[0060] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice peut être configuré pour réguler le calage cyclique des aubes de l'hélice en fonction d'un ou plusieurs paramètres aéronef sur lequel l'ensemble propulsif est configuré pour être monté, par exemple d'au moins un paramètre parmi l'angle d'attaque aéronef, le roulis et le lacet.

[0061] L'angle d'attaque aéronef, mesuré en degrés d'angle, correspond à l'angle formée entre l'axe du fuselage de l'aéronef et le vecteur vitesse de l'aéronef projeté sur le plan médian de l'aéronef s'étendant entre les ailes. Le roulis, mesuré en degrés d'angle, correspond à la position angulaire de l'aéronef autour de l'axe du fuselage par rapport à la position horizontale de référence. Le lacet, mesuré en degrés d'angle, correspond à l'angle formée entre l'axe du fuselage de l'aéronef et le vecteur vitesse de l'aéronef projeté sur le plan de l'aéronef comprenant les ailes.

[0062] Une régulation fonction de tels paramètre permet d'optimiser l'efficacité globale de l'ensemble propulsif, considéré dans son environnement aérodynamique au sein d'un aéronef, par exemple d'un avion, en vol.

[0063] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice peut être configuré pour réguler le calage cyclique des aubes de l'hélice en fonction d'un ou plusieurs paramètres du générateur de gaz, par exemple en fonction d'au moins un paramètre parmi le régime, la puissance, le couple, par exemple le couple d'un corps basse pression.

[0064] Une régulation fonction de tels paramètre permet d'optimiser l'efficacité globale de l'ensemble propulsif.

[0065] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice peut comprendre au moins un capteur par exemple disposé sur au moins un parmi l'arbre d'hélice, un support de palier d'hélice, un organe de commande du dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice, par exemple un anneau de calage ou un vérin, le au moins un capteur étant configuré pour déterminer un moment 1P.

[0066] Un tel capteur peut permettre de piloter de dispositif de calage cyclique sans avoir recours à des paramètres propres à l'aéronef.

[0067] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice peut comprendre une centrale inertielle configurée pour déterminer l'angle d'attaque, le roulis et le lacet de l'aéronef sur lequel l'ensemble propulsif est monté.

[0068] Une telle centrale inertielle peut permettre de piloter de dispositif de calage cyclique sans avoir recours à des paramètres propres à l'aéronef.

[0069] Un mode de réalisation concerne un procédé de régulation du calage cyclique des aubes de l'hélice de l'ensemble propulsif selon l'un quelconque des modes de réalisation décrits dans le présent exposé, dans lequel on régule le calage cyclique des aubes de l'hélice en fonction d'au moins un paramètre aéronef sur lequel l'ensemble propulsif est configuré pour être monté et/ou d'au moins un paramètre du générateur de gaz.

Brève description des dessins

[0070] L'objet du présent exposé et ses avantages seront mieux compris à la lecture de la description détaillée faite ci-après de différents modes de réalisation donnés à titre d'exemples non limitatifs. Cette description fait référence aux pages de figures annexées, sur lesquelles :

[0071] [Fig. 1] La figure 1 représente un aéronef équipé d'un ensemble propulsif,

[0072] [Fig. 2] La figure 2 représente une vue en coupe de l'ensemble propulsif de la figure 1,

[0073] [Fig. 3] La figure 3 représente une vue en coupe schématique d'un dispositif de réduction de vitesse du type planétaire,

5 [0074] [Fig. 4] La figure 4 représente une vue en coupe schématique d'un dispositif de réduction de vitesse du type épicycloïdal,

[0075] [Fig. 5] La figure 5 représente une vue en coupe schématique du dispositif de calage cyclique de l'ensemble propulsif de la figure 1, selon une première variante,

10 [0076] [Fig. 6] La figure 6 représente une vue en coupe schématique du dispositif de calage cyclique de l'ensemble propulsif de la figure 1, selon une deuxième variante,

[0077] [Fig. 7] La figure 7 est un graphique représentant le calage cyclique des aubes de l'hélice en fonction de la position angulaire des aubes

[0078] [Fig. 8] La figure 8 représente une vue schématique des aubes de l'hélice de l'ensemble propulsif de la figure 1, vu selon la flèche VIII de la figure 1, et

15 [0079] [Fig. 9] la figure 9 représente des étapes d'un procédé de régulation de calage cyclique des aubes de l'hélice de l'ensemble propulsif de la figure 1.

Description des modes de réalisation

20 [0080] La figure 1 représente un aéronef 100, dans cet exemple un avion, équipé de deux ensembles propulsifs 10, à savoir un ensemble propulsif 10 par aile 101, un seul ensemble propulsif 10 et une seule aile 101 étant représentés sur la figure 1. Selon une variante, l'aéronef 100 peut être équipé de plus d'un ensemble propulsif 10 par aile 101, chaque aile 101 étant pourvue d'un même nombre d'ensembles propulsifs 10. Le signe de référence « A » désigne l'axe du fuselage 102 de l'aéronef 100. L'ensemble propulsif 25 10 peut être configuré pour propulser l'aéronef 10 à une vitesse de croisière comprise entre Mach 0,7 et Mach 0,9.

[0081] La figure 2 représente une vue en coupe schématique de l'ensemble propulsif 10, selon la plan II de la figure 1. L'ensemble propulsif 10 s'étend selon un axe X, et comprend un module propulseur 20, un générateur de gaz 30, un dispositif de réduction 30 de vitesse 40 et un dispositif de calage cyclique 50. Lorsque l'ensemble propulsif 10 est monté sur l'aéronef 100, l'axe X n'est pas nécessairement parallèle à l'axe A.

[0082] Le module propulseur 20 présente une hélice 22 pourvue d'une pluralité d'aubes 22A, un redresseur 24 pourvu d'une pluralité d'aubes 24A, et un arbre d'hélice 26

configuré pour entraîner l'hélice 22 en rotation. L'arbre d'hélice 26 peut s'étendre selon l'axe X. Les aubes 22A de l'hélice 22 peuvent être en tout ou partie en matériau composite. Les aubes 24A du redresseur 24 peuvent être en tout ou partie en matériau composite. Par exemple, l'hélice 22 peut comprendre entre 10 et 18 aubes 22A et le redresseur 24 peut comprendre un nombre inférieur d'aubes 24A, par exemple entre 8 et 16 aubes 24A. Le calage des aubes 24A du redresseur 24 peut être fixe ou variable.

[0083] L'hélice 22 peut présenter un diamètre D mesuré en bord d'attaque supérieur ou égal à 1,98 m et inférieur ou égal à 6.12 m, par exemple supérieur ou égal à 1,98 m et inférieur ou égal à 4,30 m. L'hélice 22 peut présenter un rapport moyeu-tête RI/RE supérieur ou égal à 0,22 et inférieur ou égal à 0,35, par exemple supérieur ou égal à 0,25 et inférieur ou égal à 0,35, par exemple inférieur ou égal à 0,27. Le rayon interne RI correspond à la distance radiale entre l'axe de rotation X de l'hélice 22 et le point d'intersection du bord d'attaque 22A1 du profil aérodynamique des aubes 22A de l'hélice 22 avec la surface aérodynamique SA de la plateforme interne inter-aubes. Le rayon externe RE correspond à la distance entre l'axe de rotation X de l'hélice 22 et le point d'intersection entre le bord d'attaque du profil aérodynamique des aubes 22A de l'hélice 22 et le sommet des aubes de l'hélice (et correspond à la moitié du diamètre D de l'hélice 22).

[0084] L'hélice 22 peut comprendre au moins 10 aubes 22A et au plus 18 aubes 22A. Selon une variante, l'hélice 22 peut comprendre au moins 10 aubes 22A et au plus 16 aubes 22A et le rapport moyeu-tête RI/RE peut être supérieur ou égal à 0,25 et inférieur ou égal à 0,30. Selon une autre variante, l'hélice 22 peut comprendre au moins 14 aubes 22A et au plus 18 aubes 22A et le rapport moyeu-tête RI/RE peut être supérieur ou égal à 0,30 et inférieur ou égal à 0,35.

[0085] Le générateur de gaz 30 présente un arbre d'entraînement 33A. L'arbre d'entraînement peut s'étendre selon l'axe X. L'arbre d'hélice 26 peut être coaxial avec l'arbre d'entraînement 33A, et leur axe de rotation respectif peut être confondu avec l'axe X de l'ensemble propulsif 10. Ceci permet d'avoir une entrée d'air annulaire au sein du générateur de gaz 30 coaxiale à l'axe X, grâce à quoi le carter extérieur du générateur de gaz présente une forme relativement simple et présente une certaine symétrie de révolution, ce qui tends à réduire d'éventuelles perturbations de flux d'air. Dans cet exemple, le générateur de gaz 30 comprend de l'amont vers l'aval, les gaz s'écoulant au sein de l'ensemble propulsif 100 de l'amont vers l'aval, un compresseur 32 (ou section compresseur 32), une chambre de combustion 34, et une turbine 36 (ou section turbine 36).

[0086] Le générateur de gaz 30 peut être du type double-corps et comprendre un corps basse pression 30A et un corps haute pression 30B. Le corps basse pression 30A peut comprendre un compresseur basse pression 32A couplé en rotation avec une turbine basse pression 36A par l'intermédiaire d'un arbre basse pression 33A qui peut former l'arbre d'entraînement du générateur de gaz 30. Le corps haute pression 30B peut comprendre un compresseur haute pression 32B disposé en aval du compresseur basse pression 32A et en amont de la chambre de combustion 34, et une turbine haute pression 36B, disposée en aval de la chambre de combustion 34 et amont de la turbine basse pression 36A, et couplée en rotation avec le compresseur haute pression 32B par l'intermédiaire d'un arbre haute pression 33B. Le compresseur 32 du générateur de gaz 30 peut comprendre les compresseurs basse et haute pression 32A et 32B. La turbine 36 du générateur de gaz 30 peut comprendre les turbines basse et haute pression 36A et 36B. Les arbres basse pression et haute pression 33A et 33B peuvent être coaxiaux. L'arbre haute pression 33B peut recevoir une portion de l'arbre basse pression 33A. Selon une variante, les arbres basse pression 33A et haute pression 33B peuvent être corotatifs, i.e. configurés pour tourner l'un par rapport à l'autre dans un même sens autour de l'axe X. Selon une autre variante, les arbres basse pression 33A et haute pression 33B peuvent être contrarotatifs, i.e. configurés pour tourner l'un par rapport à l'autre dans des sens opposés autour de l'axe X. La vitesse de rotation du corps basse pression 33A peut être inférieure à la vitesse de rotation du corps haute pression 33B.

[0087] Selon une variante non représentée, l'ensemble propulsif peut être du type triple-corps. La turbine 36 peut comprendre une turbine intermédiaire disposée axialement entre la turbine haute pression 36B et la turbine basse pression 36A et configurée pour entraîner un compresseur intermédiaire disposée axialement entre le compresseur basse pression 32A et le compresseur haute pression 32B par l'intermédiaire d'un arbre intermédiaire. L'arbre intermédiaire peut être logé entre l'arbre basse pression 33A et l'arbre haute pression 33B. L'arbre intermédiaire et l'arbre basse pression 33B peuvent être corotatifs ou contrarotatifs l'un par rapport à l'autre.

[0088] Chaque compresseur 32A, 32B et turbine 36A, 36B peut comprendre une pluralité d'étages, chaque étage comprenant une roue à aubes, respectivement 32AA, 32BA, 36AA, 36BA, mobile en rotation autour de l'axe X (ou rotor) et une roue à aubes, respectivement 32AB, 32BB, 36AB, 36BB, fixe autour de l'axe X (ou stator). Dans cet exemple, le compresseur basse pression 32A peut présenter au moins 2 étages et au plus 5 étages, par exemple 2 étages, le compresseur haute pression 32B peut présenter entre 8 étages et 11 étages (seul deux étages étant représentés pour la clarté de la figure), la turbine haute pression 36B peut présenter 2 étages, et la turbine basse

pression 36A peut présenter entre 3 étages et 8 étages (seul deux étages étant représentés pour la clarté de la figure). Un redresseur 37, ou roue à aubes fixe en rotation autour de l'axe X, peut être disposé en aval de la chambre de combustion 34 et en amont de la turbine haute pression 36B.

5 [0089] Un dispositif de réduction de vitesse 40 peut indirectement coupler en rotation l'arbre d'entraînement 33A avec l'arbre d'hélice 26. Le dispositif de réduction de vitesse 40 peut-être configuré pour entraîner l'arbre d'hélice 26 à une vitesse de rotation inférieure à la vitesse de rotation de l'arbre d'entraînement 33A. L'arbre d'entraînement 33A raccorde la turbine basse pression 36A (ou le corps basse pression 30A) à une entrée
10 du dispositif de réduction de vitesse 40 tandis que l'arbre d'hélice 26 raccorde une sortie du dispositif de réduction de vitesse 40 à l'hélice 22. L'hélice 22 est donc entraînée par la turbine basse pression 36A (ou le corps basse pression 30A) par l'intermédiaire de l'arbre d'entraînement 33A (ou arbre basse pression), du dispositif de réduction de vitesse 40 et de l'arbre d'hélice 26. Dans cet exemple, le dispositif de réduction de
15 vitesse 40 peut être disposé, considéré selon l'axe X, entre une extrémité amont de l'arbre d'entraînement 33A et une extrémité aval de l'arbre d'hélice 36.

[0090] Par exemple, le dispositif de réduction de vitesse 40 peut être un dispositif de réduction à train d'engrenage épicycloïdal, par exemple du type « épicycloïdal » ou « planétaire » selon la terminologie parfois utilisée par l'homme du métier. Un tel
20 mécanisme peut comprendre un seul étage, deux étages ou plus de deux étages.

[0091] Selon une première variante 40' représentée schématiquement sur la figure 3, le dispositif de réduction 40 peut être du type planétaire ou « *star* » en anglais et comprendre un pignon solaire 40A, qui forme l'entrée du mécanisme de réduction 40. L'axe de rotation du pignon solaire 40A forme l'axe de rotation du mécanisme de
25 réduction 40, et peut être confondu avec l'axe X de l'ensemble propulsif 10. Le pignon solaire 40A est configuré pour être entraîné en rotation par l'arbre d'entraînement 33A. Une couronne 40B forme la sortie du mécanisme de réduction 40. La couronne 40B est coaxiale avec le pignon solaire 40A et configurée pour entraîner en rotation l'arbre d'hélice 26 autour de l'axe X. Plusieurs satellites 40C, ou pignons satellites - un seul
30 satellite étant représenté sur la figure 3 – sont répartis circonférentiellement autour de l'axe X entre le pignon solaire 40A et la couronne 40B. Chaque satellite 40C est engrené avec le pignon solaire 40A et avec la couronne 40B. Les satellites 40C sont montés sur un porte-satellites 40D qui est fixe par rapport à une partie statorique 40E de l'ensemble propulsif 10, par exemple par rapport à un carter en amont du compresseur 32.

[0092] Selon une deuxième variante 40'' représentée schématiquement sur la figure 4, le dispositif de réduction 40 peut être de type épicycloïdal ou « *planetary* » en anglais. Dans ce cas, par rapport au type planétaire 40' décrit en référence à la figure 3, la couronne 40B est montée fixe sur une partie statorique 40E'' de l'ensemble propulsif 10 et l'arbre d'hélice 26 est entraîné en rotation par le porte-satellites 40D'' (qui est donc mobile en rotation par rapport à la partie statorique 40E'' de l'ensemble propulsif 10, par exemple par rapport à un carter en amont du compresseur 32). Les parties statoriques 40E et 40E'' peuvent correspondre à différentes parties d'un même élément, ou bien correspondre à des éléments distincts.

[0093] Quelle que soit la configuration 40' ou 40'' du dispositif de réduction 40, le diamètre de la couronne 40B est supérieur au diamètre du porte satellite 40D, 40D'' qui est lui-même supérieur au diamètre du pignon solaire 40A, les satellites 40C sont radialement disposés entre le pignon solaire 40A et la couronne 40B, et la vitesse de rotation de l'arbre d'hélice 26 est inférieure à la vitesse de rotation de l'arbre d'entraînement 33A.

[0094] Le rapport de réduction du dispositif de réduction 40 peut être supérieur ou égal à 2,5 et inférieur ou égal à 11,0, par exemple supérieur ou égal à 2,7 et inférieur ou égal à 6,0, par exemple supérieur ou égal à 2,7 et inférieur ou égal à 3,6, par exemple égal à 3,0.

[0095] En fonctionnement, un flux d'air F (voir figure 2) entrant dans l'ensemble propulsif 10 passe au travers de l'hélice 22 et est ensuite divisé en un flux d'air primaire F1 et un flux d'air secondaire F2, qui circulent de l'amont vers l'aval au sein de l'ensemble propulsif 10.

[0096] Le flux d'air primaire F1 s'écoule dans une veine dite « veine primaire », à l'intérieur du générateur de gaz 30, parfois aussi appelé corps primaire, en passant successivement par le compresseur basse pression 32A, le compresseur haute pression 32B, la chambre de combustion 34, la turbine haute pression 36B, la turbine basse pression 36A, puis par la tuyère de sortie 38. La détente des gaz de combustion en aval de la chambre de combustion 34 au sein de la turbine 36 procure l'énergie pour entraîner en rotation les turbines haute et basse pression 36B, 36A, et donc les arbres 33A et 33B.

[0097] Le flux d'air secondaire F2, parfois aussi appelé « flux d'air de dérivation », s'écoule au travers du redresseur 24, puis le long du générateur de gaz 30, à l'extérieur du générateur de gaz 30. Ce flux d'air secondaire F2 fournit par réaction la grande majorité de la poussée générée par l'ensemble propulsif 10. Le flux d'air secondaire F2 peut aussi permettre de refroidir par l'extérieur le générateur de gaz 30.

[0098] Le taux de dilution (ou BPR pour « *bypass ratio* » en anglais) de l'ensemble propulsif 10 est égal au rapport du débit massique du flux d'air secondaire F2 divisé par le débit massique du flux d'air primaire F1 entrant dans le générateur de gaz 30. Un taux de dilution élevé reflète le fait que l'essentiel de la poussée est fourni par le flux secondaire F2, et que l'énergie procurée par le flux primaire F1 sert principalement à générer le flux d'air secondaire F2. En d'autres termes, dans un ensemble propulsif à taux de dilution élevé, le flux d'air primaire F1 sert principalement à générer l'énergie pour entraîner le module propulseur tandis que le flux d'air secondaire sert principalement à générer la poussée. Par exemple, le taux de dilution de l'ensemble propulsif 10 peut être supérieur ou égal à 40, par exemple supérieur ou égal à 40 et inférieur ou égal à 80.

[0099] Dans un ensemble propulsif à taux de dilution élevée où la majorité de la poussée est procurée par le flux secondaire F2, l'énergie cinétique du flux secondaire F2 est très dépendante de la compression produite par l'hélice. Une des manières d'améliorer le rendement propulsif, et donc l'efficacité globale de l'ensemble propulsif, est de réduire le rapport de pression de l'hélice, et donc du module propulseur. Une telle réduction du rapport de pression, peut être obtenue grâce à un dispositif de réduction de vitesse, qui permet de réduire la vitesse de rotation de l'hélice, mais aussi d'augmenter la puissance extraite par la turbine haute pression ce qui améliore encore l'efficacité globale de l'ensemble propulsif.

[0100] L'ensemble propulsif 10 peut être configuré pour fournir une poussée comprise entre 18 000 lbf (80 068 N) et 51 000 lbf (22 2411 N), par exemple entre 20 000 lbf (88964 N) et 35 000 lbf (15 5688 N), lorsque l'ensemble propulsif 10 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.

[0101] Le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice 50 est décrit plus en détail en référence à la figure 5. Le dispositif de calage cyclique 50 peut comprendre une pluralité de vérins 52, par exemple exactement quatre vérins 52 (un seul vérin étant représenté sur la figure 5). Les vérins 52 peuvent être du type « simple chambre ». Selon une variante non représentée, le dispositif de calage cyclique 50 peut comprendre exactement trois vérins 52, au moins un des vérins 52, voire tous les vérins 52, étant du type « double chambre ». Les vérins 52 peuvent être régulièrement répartis circonférentiellement autour de l'axe X, par exemple tous les 90° dans le cas où le dispositif de calage cyclique 50 comprend exactement quatre vérins 52. Les vérins 52 peuvent être configurés pour adopter une position P au sein d'une course totale de calage collectif CT, et pour permettre une course de calage cyclique CC comprise entre

± 40 mm, par exemple entre ± 20 mm, par exemple entre ± 16 mm, par exemple entre ± 9,6 mm, autour de ladite position P. Les vérins 52 sont par exemple des vérins hydrauliques. Chaque vérin 52 peut être alimenté en huile pressurisée via une ligne d'alimentation 51, propre à chaque vérin 52 et indépendante pour chaque vérin 52. Ces lignes d'alimentation 51 indépendantes peuvent s'étendre via des bras 55A du carter intermédiaire 55. En d'autres termes, les lignes d'alimentation 51 peuvent contourner le dispositif de réduction de vitesse 40 et ne pas s'étendre pas au travers du dispositif de réduction de vitesse 40. Le circuit d'alimentation en huile pressurisée pour les vérins 52 peut être indépendant et distinct du circuit d'alimentation en huile pour le dispositif de réduction de vitesse 40. Une telle configuration peut permettre une certaine modularité, et faciliter la maintenance ainsi que le montage / démontage du dispositif de calage cyclique 50. Par ailleurs, les alimentations indépendantes des vérins 52 permet de réduire les risques de panne de l'ensemble du dispositif de calage cyclique 50, et d'éviter un risque de défaillance collective de l'opérabilité des vérins 52. En cas de défaillance d'un des vérins 52 ou de son circuit d'alimentation, il reste trois vérins 52 opérationnels, ce qui est suffisant pour piloter l'anneau de calage 54 décrit ci-après.

[0102] Les vérins 52 peuvent s'étendre parallèlement à l'axe X, mais pas nécessairement.

Les vérins 52 peuvent présenter chacun un cylindre 52A monté sur un stator 70 de l'ensemble propulsif 10, par exemple sur un carter de support de palier 70A de l'arbre d'hélice 26. Les vérins 52 peuvent présenter chacun une tige 52B coulissante par rapport au cylindre 52A, chaque tige présentant par exemple une extrémité distale, dans cet exemple un œilleton de fixation, coulissant sur une course totale C égale à la course totale de calage collectif CT plus la course de calage cyclique CC.

[0103] Le dispositif de calage cyclique 50 peut comprendre un anneau de calage 54 qui est

statorique comme le vérin 52 et qui est rotulé autour de l'axe X et coulissant parallèlement à l'axe X. Selon une variante 50' représentée sur la figure 5, l'anneau de calage 54 peut être monté coulissant sur l'arbre d'hélice 26. Selon une autre variante 50'' représentée sur la figure 6, l'anneau de calage 54 peut être monté coulissant sur un stator 70, par exemple un carter de support de palier 70A de l'arbre d'hélice 26.

[0104] L'anneau de calage 54 peut comprendre un anneau formant rotule 54A monté

coulissant selon l'axe X sur l'arbre d'hélice 26 (cf. fig. 5) ou sur le stator 70 (cf. fig.6), par exemple par l'intermédiaire de rouleaux 53. Ces rouleaux 53 peuvent être configurés pour autoriser un glissement de l'anneau formant rotule 54A selon l'axe X et une rotation de l'anneau formant rotule 54A autour de l'axe X par rapport à l'arbre d'hélice 26 (cf. fig. 5) ou par rapport au stator 70 (cf. fig.6), et peuvent ainsi former un palier glissant.

L'anneau 54A présente une surface externe 54A1 convexe formant rotule.

[0105] L'anneau de calage 54 peut comprendre un anneau interne 54B, par exemple formant plateau interne statorique, disposé radialement à l'extérieur de l'anneau formant rotule 54A. L'anneau interne 54B présente une face interne 54B1 concave configurée pour coopérer par complémentarité de forme avec la surface externe 54A1 convexe de l'anneau formant rotule 54A. Cette configuration est un exemple procurant le caractère rotulé autour de l'axe X de l'anneau de calage 54. L'anneau interne 54B peut présenter une pluralité de bras 54B2 (un seul bras étant représenté sur les figures 5 et 6), s'étendant axialement et/ou radialement. Par exemple, l'anneau interne 54B comprend autant de bras 54B2 que de vérins 52. Chaque bras 54B2 peut être relié mécaniquement à un (unique) vérin 52, par exemple à l'extrémité distale d'un vérin 52, par exemple via une liaison pivot ou rotule. L'anneau interne 54B peut comprendre un face externe 54B3 assemblée avec une portion radialement interne d'un palier à roulement 56.

[0106] L'anneau de calage 54 peut comprendre un anneau externe 54C, par exemple formant plateau externe rotorique, disposé radialement à l'extérieur du l'anneau interne 54B. L'anneau externe 54C peut comprendre un face interne 54C1 assemblée avec une portion radialement externe du palier à roulement 56. En d'autres termes, le palier de roulement 56 peut-être disposé radialement entre l'anneau interne 54B et l'anneau externe 54C. L'anneau interne 54B et l'anneau externe 54C peuvent ainsi être découplés en rotation autour de l'axe X. Autrement dit, l'anneau interne 54B et l'anneau externe 54C sont mobiles en rotation l'un par rapport à l'autre autour de l'axe X. L'anneau externe 54C peut comprendre une face externe 54C2 munie d'une pluralité d'accroches 54C3, par exemple des chapes à œil, pour assurer une liaison mécanique entre l'anneau externe 54C et chacune des aubes 22A. Par exemple, l'anneau externe 54C peut comprendre autant d'accroches 54C3 que d'aubes 22A.

[0107] Un circuit d'huile non représenté aliment en huile le palier glissant formé par les rouleaux 53, la rotule formée par les anneaux 54A et 54B, et le palier à roulement 56 de l'anneau de calage 54.

[0108] L'anneau de calage 54 peut présenter un rayon interne RR, qui correspond au rayon interne de l'anneau formant rotule 54A, compris entre 150 mm et 450 mm, par exemple 225 mm. L'anneau de calage 54 peut-être rotulé sur une plage angulaire C2 comprise entre $\pm 30^\circ$, par exemple entre $\pm 15^\circ$, par exemple entre $\pm 10,5^\circ$, par exemple environ $\pm 4,0^\circ$.

[0109] Chaque aube 22A est montée pivotante autour de son axe Z s'étendant radialement, sur le moyeu 22B de l'hélice 22, de manière à pouvoir ajuster l'angle de calage de chacune des aubes 22A (voir double flèche AC sur les figures 5 et 6), i.e. du profil

aérodynamique 22A2 de chacune des aubes 22A. Plus particulièrement, dans cet exemple, le pied 22A3 de chacune des aube 22A est monté sur le moyeu 22B de l'hélice 22 via un roulement 22C. On note que les figures 5 et 6 sont très schématiques et que tous les détails de montage de l'aube 22A sur le moyeu 22B, bien connus par ailleurs
5 par l'homme du métier, ne sont pas représentés ni décrits. Le moyeu 22B est couplé en rotation avec l'arbre 26 via un assemblage par exemple par boulons 23

[0110] Le pied 22A3 de chacune des aubes 22 peut être pourvue d'un levier de commande de calage 22D, configuré pour faire pivoter l'aube 22 autour de son axe Z. Le levier de commande de calage 22D peut être relié à l'anneau de calage 54, via une biellette 25.
10 La biellette 25 peut être reliée à l'anneau de calage 54 via une liaison pivot ou via une liaison rotule. La biellette 25 peut être reliée au levier de commande de calage 22D via une liaison pivot ou via une liaison rotule.

[0111] Lorsque l'hélice 22 tourne, les aubes 22A entraînent, via leur levier 22D et biellette 25 respectifs, l'anneau externe 54C en rotation autour de l'axe X. L'anneau interne 54B
15 étant découplé en rotation de l'anneau externe 54C via le palier à roulement 56, et couplé en rotation autour de l'axe X au stator 70 via les bras 54B2 et les vérins 52, reste immobile en rotation autour de l'axe X. Selon l'inclinaison (procurée par une course angulaire inférieure ou égale à la plage angulaire C2) par rapport à un plan radial perpendiculaire à l'axe X de l'anneau interne 54B autour de l'anneau formant rotule 54A,
20 imposée par les vérins 52, l'anneau externe 54C suit pendant sa rotation autour de l'axe X l'inclinaison imposée l'anneau interne 54B. Ainsi, le calage de chacune de aubes 22B varie au cours de la rotation de l'hélice 22. A chaque position angulaire prédéfinie autour de l'axe X, les aubes 22A prennent, au cours de leur passage successif à ces positions angulaires prédéfinies pendant la rotation de l'hélice 22, un calage associé à chacune de
25 ces positions angulaires prédéfinies. Ceci forme un exemple de dispositif de calage cyclique.

[0112] Le dispositif de calage cyclique 50 peut comprendre un accumulateur de pression 58 (voir figure 2) configuré pour fournir une énergie de commande de sécurité afin d'amener toutes les aubes en drapeau. Par exemple, l'accumulateur de pression 58 peut être un
30 réservoir de vide, configuré pour purger l'huile des vérins 52 de manière à les amener dans une configuration neutre correspondant à la position drapeau des aubes 22A. Par exemple, l'accumulateur de pression 58 peut être disposé dans une enceinte E recevant le dispositif de réduction de vitesse 40.

[0113] En fonctionnement, tous les vérins 52 peuvent être commandés simultanément et
35 selon une même consigne, de sorte que l'anneau de calage 54 est déplacé le long de

l'axe X (voir double flèche C1 sur l'exemple des figures 5 et 6), grâce à quoi le calage de l'ensemble des aubes 22A est modifié pour atteindre un angle de calage identique pour toutes les aubes 22A. Ceci permet de commander et réguler le calage collectif des aubes 22A. Chaque vérin 52 peut être aussi commandé indépendamment l'un de l'autre selon une consigne qui lui est propre et différente de celle des autres vérins, de sorte que l'anneau de calage 54 rotulé pivote autour d'une direction radiale (voir par exemple la double flèche associée à la plage angulaire C2 sur les figures 5 et 6), grâce à quoi le calage de chacune des aubes 22A est modifié d'une manière qui lui est propre en fonction de sa position angulaire lors de la rotation de l'hélice 22. Ceci permet de commander et réguler le calage cyclique des aubes 22A. L'angle de calage cyclique peut être compris entre $\pm 30^\circ$, par ex $\pm 6^\circ$ autour de la position de calage collectif. Par exemple, l'amplitude de la plage angulaire de rotule C2 de l'anneau de calage 54 peut être configurée pour que l'angle de calage cyclique soit compris entre $\pm 30^\circ$, par ex $\pm 6^\circ$ autour de la position de calage collectif. Par exemple, la course de calage cyclique CC de chacun des vérins 52 peut être configurée pour que l'angle de calage cyclique soit compris entre $\pm 30^\circ$, par ex $\pm 6^\circ$ autour de la position de calage collectif. Dans le présent exemple, le dispositif de calage 50 peut permettre à la fois un calage cyclique et un calage collectif.

[0114] La figure 7 représente un graphique montrant, en ordonnée, l'angle de calage des aubes 22A en fonction de leur position angulaire au sein de l'ensemble propulsif 10 lors de la rotation de l'hélice 22. La position de l'axe des abscisses sur l'axe des ordonnées correspond à l'angle de calage collectif, associé par exemple à la position P des vérins 22 au sein de la course de calage collectif CT. La courbe V correspond à un exemple d'angles de calages cyclique au sein de l'hélice 22, associée à un déplacement prédéterminé de chacun des vérins au sein de la course de calage cyclique CC, d'amplitude propre à chacun des vérin 52 et distincte de celle des autres vérins 52. Ainsi, dans cet exemple, au cours d'un tour complet de l'hélice 22, l'angle de calage cyclique de chaque aube 22A suit cette courbe A, autour du calage collectif correspondant à l'abscisse. La figure 8 représente un exemple de configuration des aubes 22A avec un calage cyclique : en tournant avec l'hélice 22, le calage cyclique des aubes 22A évolue pour que chacune des aube 22A adopte successivement la configuration représentée.

[0115] Le dispositif de calage cyclique 50 peut être configuré pour réguler le calage cyclique des aubes 22A de l'hélice 22 en fonction d'un ou plusieurs paramètres de l'aéronef 100 sur lequel l'ensemble propulsif 10 est monté, par exemple d'au moins un paramètre parmi l'angle d'attaque aéronef, le roulis et le lacet. Par exemple, le dispositif de calage

cyclique des aubes de l'hélice 50 peut comprendre une centrale inertielle 57 configurée pour déterminer l'angle d'attaque, le roulis et le lacet de l'aéronef 100 sur lequel l'ensemble propulsif 10 est monté. En alternative ou en complément, le dispositif de calage cyclique 50 peut être configuré pour réguler le calage cyclique des aubes 22A de l'hélice 22 en fonction d'un ou plusieurs paramètres du générateur de gaz 30, par exemple en fonction d'au moins un paramètre parmi le régime, la puissance et le couple, par exemple le couple d'un corps basse pression. Le dispositif de calage cyclique 50 peut comprendre au moins un capteur 60 configuré pour déterminer un moment 1P, qui peut être par exemple disposé l'arbre d'hélice 26, un support de palier d'hélice (non référencé), un organe de commande du dispositif de calage cyclique 50, par exemple l'anneau de calage 54 ou un vérin 52. Dans l'exemple des figures 5, le capteur 60 est disposé sur un bras 54B2 de l'anneau de calage 54. Selon un exemple non représenté, le capteur 50 peut mesurer la pression au sein des chambres hydrauliques des vérins 52.

[0116] La figure 9 représente un procédé de régulation du calage cyclique des aubes 22A de l'hélice 22 de l'ensemble propulsif 10, dans lequel on régule le calage cyclique des aubes 22A de l'hélice 22 en fonction d'au moins un paramètre de l'aéronef 100 sur lequel l'ensemble propulsif 10 est monté et/ou d'au moins un paramètre du générateur de gaz 30. Par exemple, le procédé de régulation peut comprendre une boucle de régulation comprenant une première étape E1 au cours de laquelle on collecte au moins un paramètre de l'aéronef 100 sur lequel l'ensemble propulsif 10 est monté, par exemple d'au moins un paramètre parmi l'angle d'attaque aéronef, le roulis et le lacet, et/ou au moins un paramètre du générateur de gaz 30 et/ou un moment mesuré par le capteur 60. Le procédé peut comprendre une deuxième étape E2 au cours de laquelle on évalue un angle de calage cyclique. Le procédé peut comprendre une troisième étape E3 au cours de laquelle on ajuste le calage cyclique des aubes 22A de l'hélice 22 en fonction du résultat de la deuxième étape E2.

[0117] Le présent exposé vise aussi un programme d'ordinateur comportant des instructions qui, lorsque le programme est exécuté par un ordinateur, conduisent celui-ci à mettre en œuvre les étapes, par exemple E1, E2 et E3, pour l'exécution du procédé de régulation du calage cyclique des aubes 22A de l'hélice 22 de l'ensemble propulsif 10. Ce programme peut utiliser n'importe quel langage de programmation, et être sous la forme de code source, code objet, ou de code intermédiaire entre le code source et le code objet, tel que dans une forme partiellement compilée, ou dans n'importe quelle autre forme souhaitable.

[0118] Le présent exposé vise aussi un support d'enregistrement, lisible par ordinateur, sur lequel est enregistré le programme d'ordinateur. Le support d'enregistrement peut être n'importe quelle entité ou dispositif capable de stocker un programme. Par exemple, le support peut comporter un moyen de stockage, tel qu'une ROM, par exemple un CD-ROM ou une ROM de circuit microélectronique, ou encore un moyen d'enregistrement magnétique, par exemple une disquette (« floppy disc ») ou un disque dur.

[0119] Bien que la présente invention ait été décrite en se référant à des modes de réalisation spécifiques, il est évident que des modifications et des changements peuvent être effectués sur ces exemples sans sortir de la portée générale de l'invention telle que définie par les revendications. En particulier, des caractéristiques individuelles des différents modes de réalisation illustrés/mentionnés peuvent être combinées dans des modes de réalisation additionnels. Par conséquent, la description et les dessins doivent être considérés dans un sens illustratif plutôt que restrictif.

[0120] Il est également évident que toutes les caractéristiques décrites en référence à un procédé sont transposables, seules ou en combinaison, à un dispositif, et inversement, toutes les caractéristiques décrites en référence à un dispositif sont transposables, seules ou en combinaison, à un procédé.

Revendications

[Revendication 1] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100), l'ensemble propulsif (10) s'étendant selon un axe (X) et comprenant

- un module propulseur (20) présentant une hélice (22) pourvue d'aubes (22A), un redresseur (24), et un arbre d'hélice (26) configuré pour entraîner l'hélice (22) en rotation, les aubes (22A) de l'hélice (22) étant en tout ou partie en matériau composite,
- un générateur de gaz (30) présentant un arbre d'entraînement (33A),
- un dispositif de réduction de vitesse (40) couplant en rotation l'arbre d'entraînement (33A) et l'arbre d'hélice (26), et configuré pour entraîner l'arbre d'hélice (26) à une vitesse de rotation inférieure à la vitesse de rotation de l'arbre d'entraînement (33A), et
- un dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50).

[Revendication 2] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon la revendication 1, dans lequel l'arbre d'hélice (26) est coaxial avec l'arbre d'entraînement (33A).

[Revendication 3] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon la revendication 1 ou 2, dans lequel le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50) comprend exactement trois ou quatre vérins (52).

[Revendication 4] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon la revendication 3, dans lequel les vérins (52) sont régulièrement répartis circonférentiellement autour de l'axe (X).

[Revendication 5] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50) comprend au moins un vérin (52), le au moins un vérin (52) étant configuré pour adopter une position (P) au sein d'une course totale de calage collectif (CT), et pour permettre une course de calage cyclique (CC) comprise entre ± 40 mm, par exemple entre ± 20 mm, par exemple entre ± 16 mm, par exemple entre $\pm 9,6$ mm, autour de ladite position (P).

[Revendication 6] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50) comprend un anneau de calage (54) rotulé autour de l'axe (X) et coulissant parallèlement à l'axe (X).

[Revendication 7] Ensemble propulsif selon la revendication 6, dans lequel l'anneau de calage (54) est monté coulissant sur l'arbre d'hélice (26) ou sur un stator (70).

[Revendication 8] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon la revendication 6 ou 7, dans lequel l'anneau de calage (54) présente un rayon interne (RR) compris entre 150 mm et 450 mm, par exemple 225 mm.

[Revendication 9] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 6 à 8, dans lequel l'anneau de calage (54) est rotulé sur une plage angulaire (C2) comprise entre $\pm 30^\circ$, par exemple entre $\pm 15^\circ$, par exemple entre $\pm 10,5^\circ$, par exemple environ $\pm 4,0^\circ$.

[Revendication 10] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, dans lequel le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50) comprend un accumulateur de pression (58) configuré pour fournir une énergie de commande de sécurité afin d'amener les aubes (22A) en drapeau.

[Revendication 11] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, dans lequel l'angle de calage cyclique est compris entre $\pm 30^\circ$, par ex $\pm 6^\circ$.

[Revendication 12] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, dans lequel l'hélice (22) présente un diamètre (D) mesuré en bord d'attaque (22A1) supérieur ou égal à 1,98 m et inférieur ou égal à 6.12 m, par exemple supérieur ou égal à 1,98 m et inférieur ou égal à 4,30 m.

[Revendication 13] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 12, dans lequel l'hélice (22) comprend au moins 10 aubes (22A) et au plus 18 aubes (22A).

[Revendication 14] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 13, dans lequel l'hélice (22) présente un rapport moyeu-tête supérieur ou égal à 0,22 et inférieur ou égal à 0,35, par exemple supérieur ou égal à 0,25 et inférieur ou égal à 0,35, par exemple inférieur ou égal à 0,27.

[Revendication 15] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon les revendications 13 et 14, dans lequel l'hélice (22) comprend au moins 10 aubes (22A) et au plus 16 aubes (22A) et le rapport moyeu-tête est supérieur ou égal à 0,25 et inférieur ou égal à 0,30.

[Revendication 16] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon les revendications 13 et 14, dans lequel l'hélice (22) comprend au moins 14 aubes (22A) et au plus 18 aubes (22A) et le rapport moyeu-tête est supérieur ou égal à 0,30 et inférieur ou égal à 0,35.

[Revendication 17] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 16, dans lequel le mécanisme de réduction (40) a un rapport de réduction supérieur ou égal à 2,5 et inférieur ou égal à 11,0, par exemple supérieur ou égal à 2,7 et inférieur ou égal à 6,0, par exemple supérieur ou égal à 2,7 et inférieur ou égal à 3,6, par exemple autour de 3,0.

[Revendication 18] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 17, dans lequel le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50) est configuré pour réguler le calage cyclique des aubes (22A) de l'hélice (22) en fonction d'un ou plusieurs paramètres aéronef sur lequel l'ensemble propulsif (10) est configuré pour être monté, par exemple d'au moins un paramètre parmi l'angle d'attaque aéronef, le roulis et le lacet.

[Revendication 19] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 18, dans lequel le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50) est configuré pour réguler le calage cyclique des aubes (22A) de l'hélice (22) en fonction d'un ou plusieurs paramètres du générateur de gaz (30), par exemple en fonction d'au moins un paramètre parmi le régime, la puissance, le couple, par exemple le couple d'un corps basse pression.

[Revendication 20] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 19, dans lequel le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50) comprend au moins un capteur par exemple disposé sur au moins un parmi l'arbre d'hélice (26), un support de palier d'hélice, un organe de commande du dispositif de calage cyclique (50), par exemple un anneau de calage (54) ou un vérin (52), le au moins un capteur (60) étant configuré pour déterminer un moment 1P.

[Revendication 21] Ensemble propulsif (10) pour aéronef (100) selon l'une quelconque des revendication 1 à 20, dans lequel le dispositif de calage cyclique des aubes de l'hélice (50) comprend une centrale inertielle (57) configurée pour déterminer l'angle d'attaque, le roulis et le lacet de l'aéronef (100) sur lequel l'ensemble propulsif (10) est monté.

[Revendication 22] Procédé de régulation du calage cyclique des aubes (22A) de l'hélice (22) de l'ensemble propulsif (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 21, dans lequel on régule le calage cyclique des aubes (22A) de l'hélice (22) en fonction d'au moins un paramètre aéronef sur lequel l'ensemble propulsif (10) est configuré pour être monté et/ou d'au moins un paramètre du générateur de gaz (30).

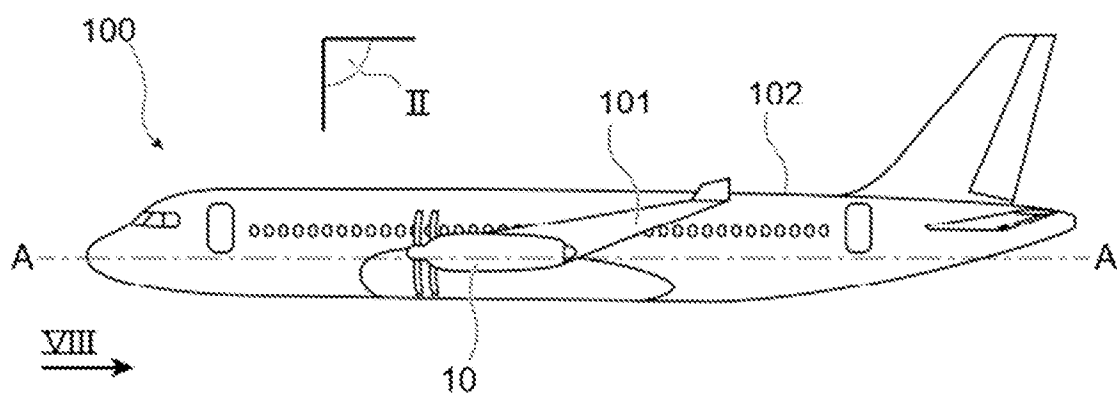
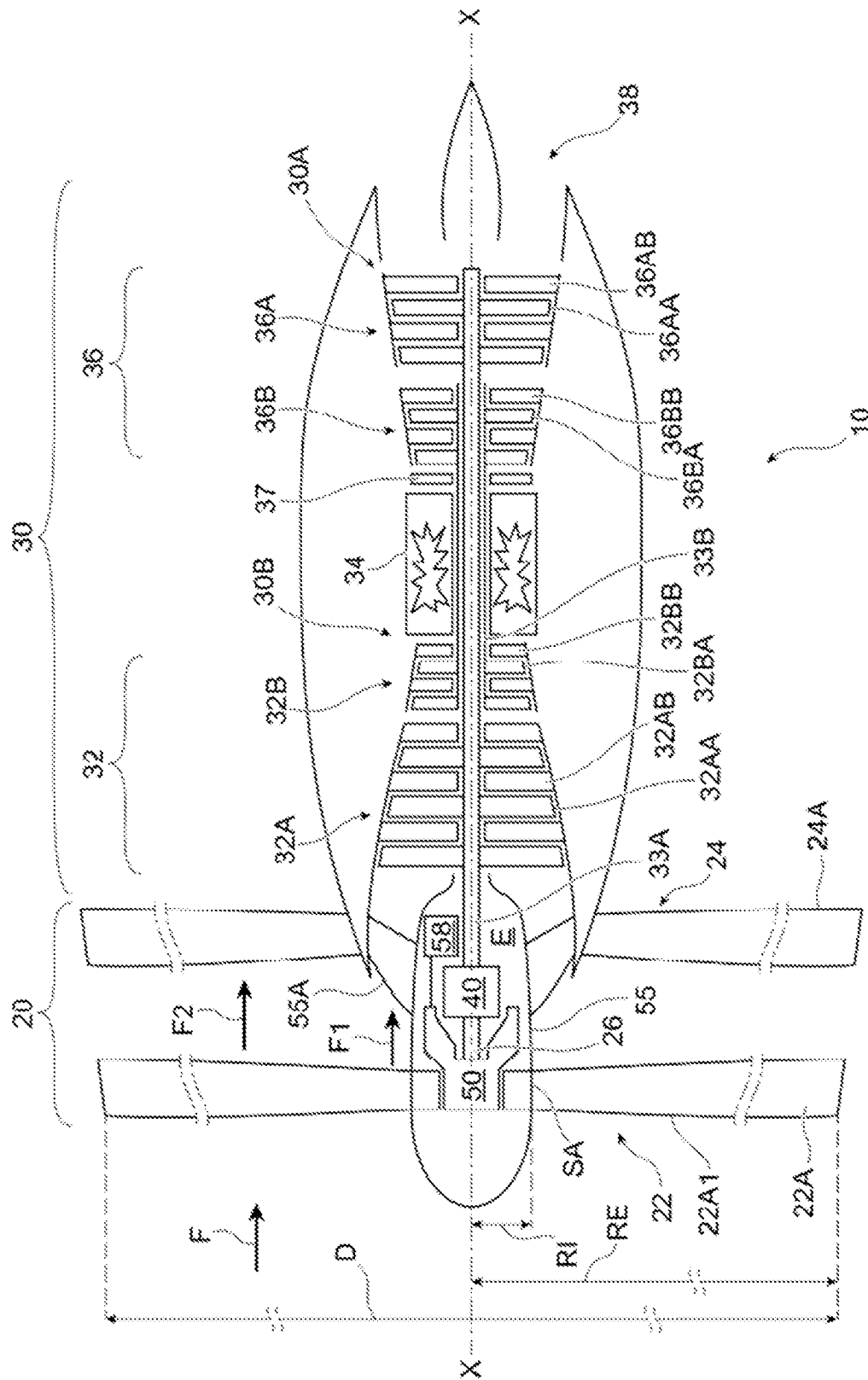


FIG. 1



261

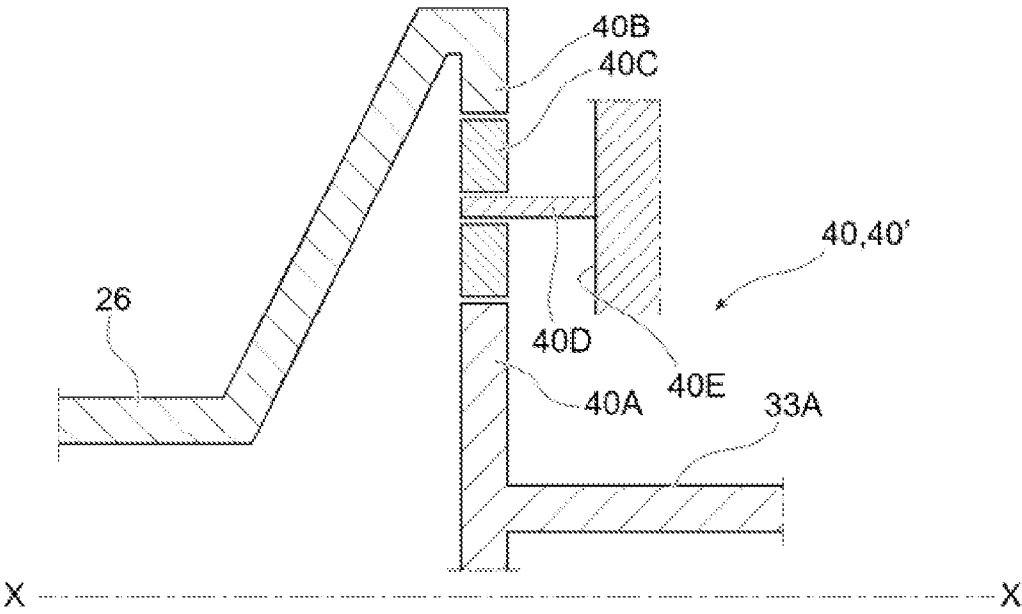


FIG. 3

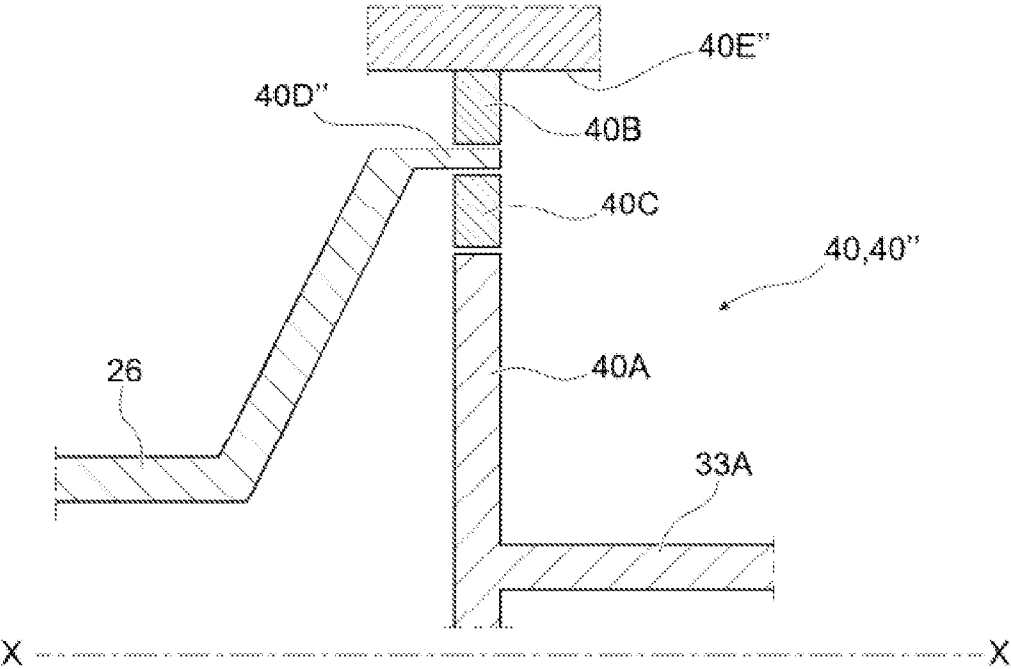


FIG. 4

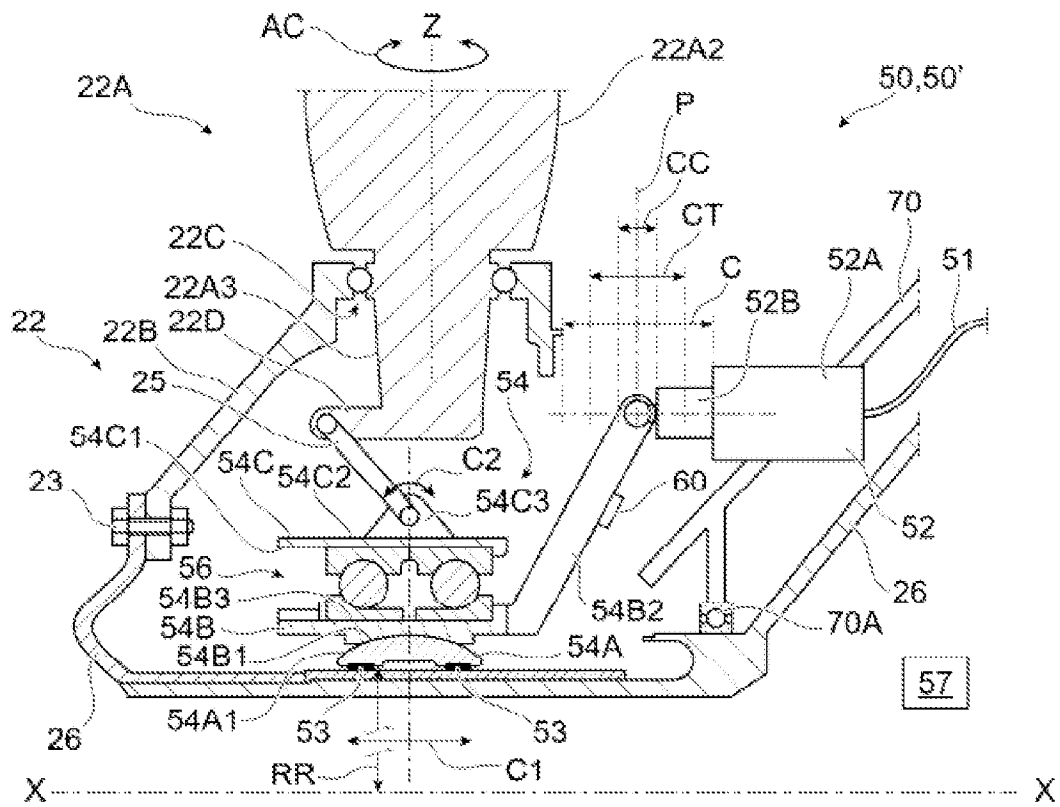


FIG. 5

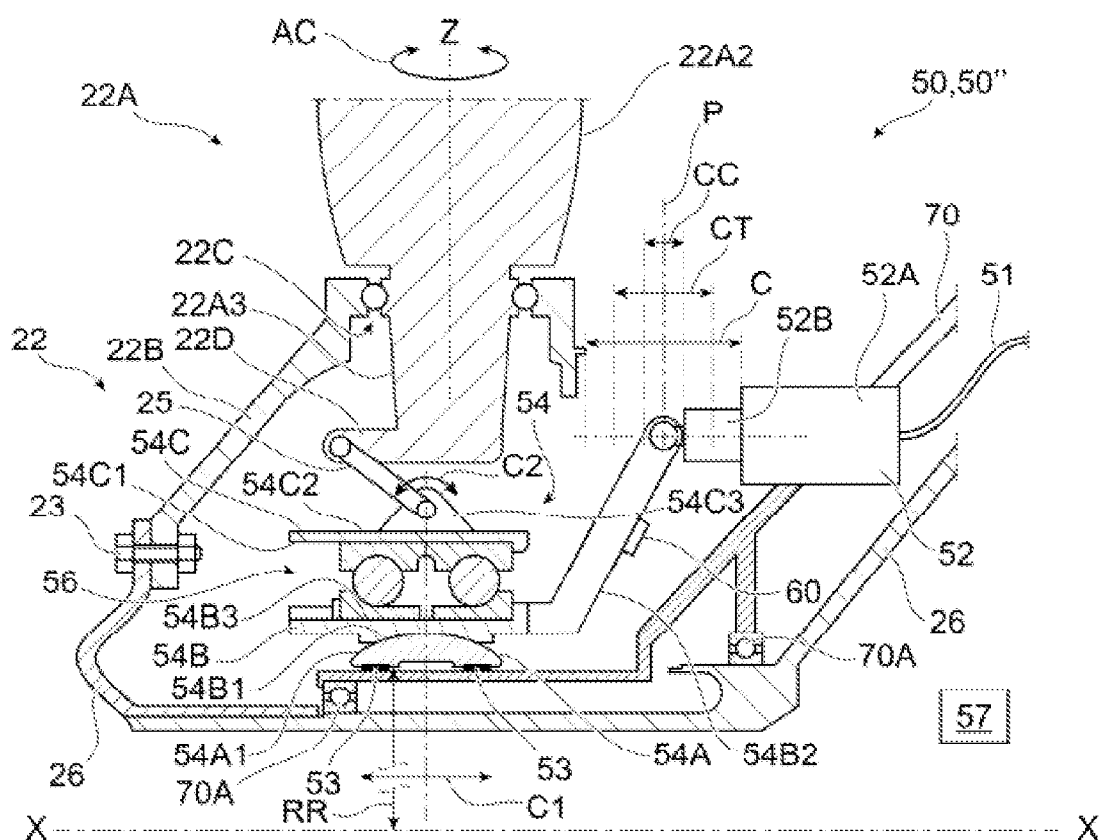


FIG. 6

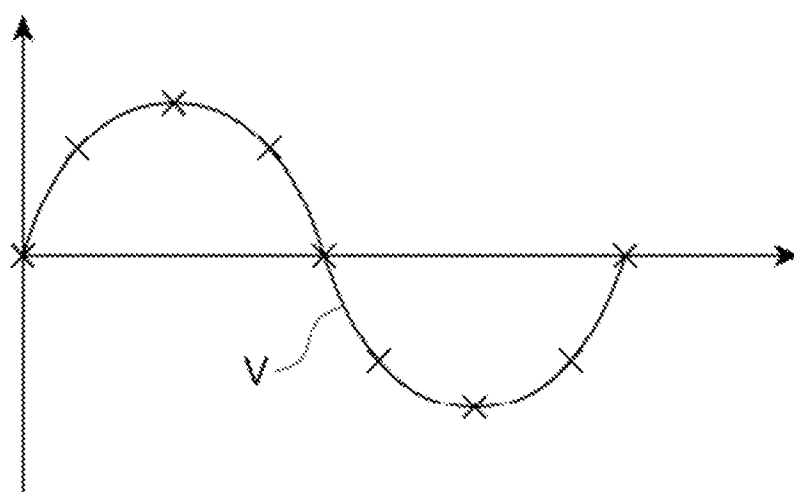


FIG. 7

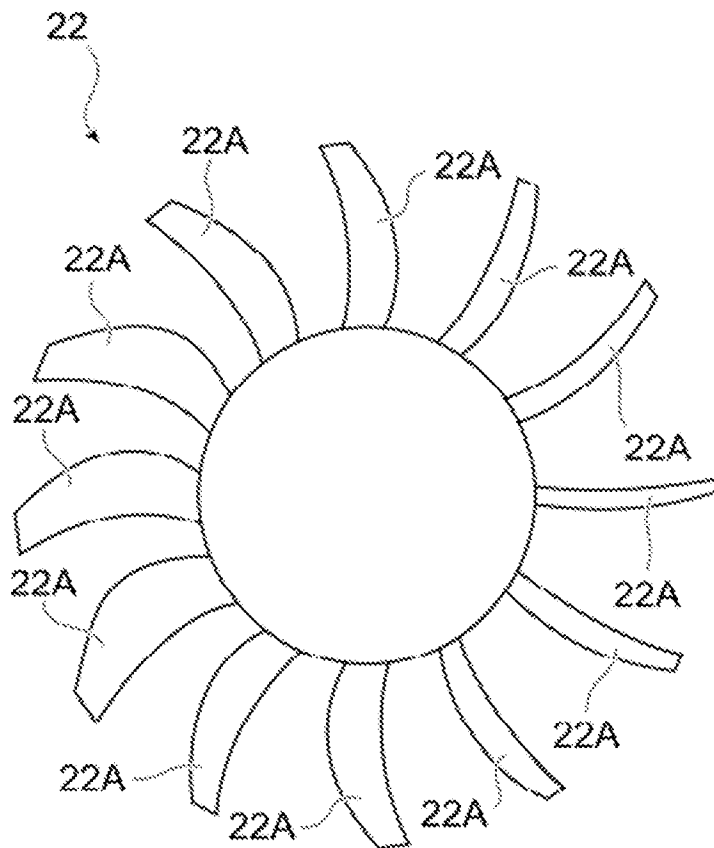


FIG. 8

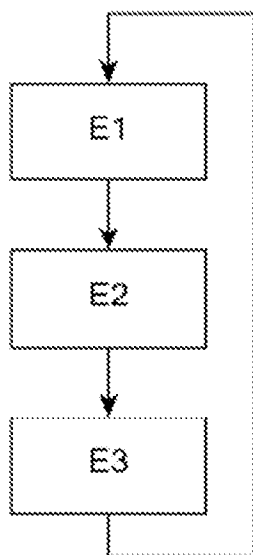


FIG. 9

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/FR2024/050759

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**B64D 27/02**(2006.01)i; **B64D 35/00**(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPO-Internal

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y A	US 2023126551 A1 (NIERGARTH DANIEL A [US] ET AL) 27 April 2023 (2023-04-27) paragraph [0058] - paragraph [0187]; figures 1-34	1-5,11-19,22 6-10,20,21
Y A	US 2023013650 A1 (GROS-BOROT MAEVA DAPHNÉ [FR] ET AL) 19 January 2023 (2023-01-19) paragraph [0099] - paragraph [0116]; claims 1-7; figures 1-3	1-5,11,12,14-19,22 10,20,21
Y A	FR 2997138 A1 (SNECMA [FR]) 25 April 2014 (2014-04-25) claim 1; figures 1-4	1-5,11-19,22 6-10,20,21



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date

“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

“&” document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

05 September 2024

Date of mailing of the international search report

16 September 2024

Name and mailing address of the ISA/EP

European Patent Office
p.b. 5818, Patentlaan 2, 2280 HV Rijswijk
Netherlands (Kingdom of the)

Telephone No. (+31-70)340-2040

Facsimile No. (+31-70)340-3016

Authorized officer

Kirchmayr, Sara

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/FR2024/050759

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
US	2023126551	A1	27 April 2023	US	2023126551	A1	27 April 2023
				US	2024229743	A1	11 July 2024
US	2023013650	A1	19 January 2023	CN	114945739	A	26 August 2022
				EP	4073369	A1	19 October 2022
				US	2023013650	A1	19 January 2023
				US	2023265813	A1	24 August 2023
				WO	2021116621	A1	17 June 2021
FR	2997138	A1	25 April 2014	BR	112015008713	B1	19 January 2021
				CA	2888110	A1	24 April 2014
				CN	104736798	A	24 June 2015
				EP	2909447	A1	26 August 2015
				FR	2997138	A1	25 April 2014
				JP	6195621	B2	13 September 2017
				JP	2016500603	A	14 January 2016
				RU	2015118315	A	10 December 2016
				US	2015285262	A1	08 October 2015
WO	2014060681	A1	24 April 2014				

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. B64D27/02 B64D35/00 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE		
Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) B64D		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO - Internal		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	US 2023/126551 A1 (NIERGARTH DANIEL A [US] ET AL) 27 avril 2023 (2023-04-27)	1-5, 11-19,22
A	alinéa [0058] - alinéa [0187]; figures 1-34	6-10,20, 21

Y	US 2023/013650 A1 (GROS-BOROT MAEVA DAPHNÉ [FR] ET AL) 19 janvier 2023 (2023-01-19)	1-5,11, 12, 14-19,22
A	alinéa [0099] - alinéa [0116]; revendications 1-7; figures 1-3	10,20,21

Y	FR 2 997 138 A1 (SNECMA [FR]) 25 avril 2014 (2014-04-25)	1-5, 11-19,22
A	revendication 1; figures 1-4	6-10,20, 21

☐ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités: "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée "T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent;; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent;; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
5 septembre 2024		16/09/2024
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Kirchmayr, Sara

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2024/050759

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2023126551 A1	27-04-2023	US 2023126551 A1	27-04-2023
		US 2024229743 A1	11-07-2024
US 2023013650 A1	19-01-2023	CN 114945739 A	26-08-2022
		EP 4073369 A1	19-10-2022
		US 2023013650 A1	19-01-2023
		US 2023265813 A1	24-08-2023
		WO 2021116621 A1	17-06-2021
FR 2997138 A1	25-04-2014	BR 112015008713 B1	19-01-2021
		CA 2888110 A1	24-04-2014
		CN 104736798 A	24-06-2015
		EP 2909447 A1	26-08-2015
		FR 2997138 A1	25-04-2014
		JP 6195621 B2	13-09-2017
		JP 2016500603 A	14-01-2016
		RU 2015118315 A	10-12-2016
		US 2015285262 A1	08-10-2015
		WO 2014060681 A1	24-04-2014