

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

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

3 139 550

②1 N° d'enregistrement national : **22 09031**

⑤1 Int Cl⁸ : **B 64 C 11/30 (2022.01), B 64 C 11/06, 11/38, F 01 D 7/02**

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 09.09.22.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 15.03.24 Bulletin 24/11.

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 SAS
— FR.

⑦2 Inventeur(s) : LEMAIN, Julien et SMITH, Jeremy.

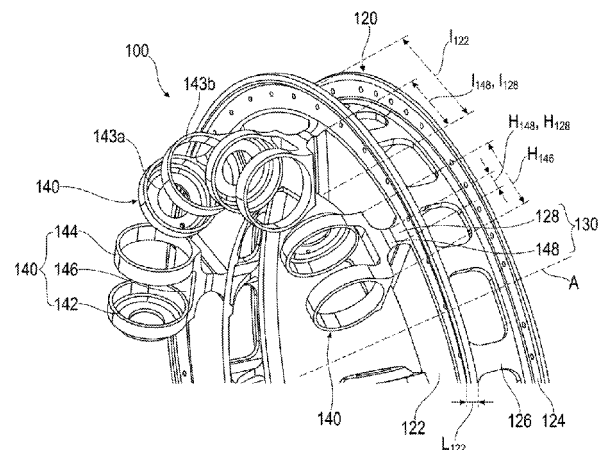
⑦3 Titulaire(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES SAS.

⑦4 Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

⑤4 **ENSEMBLE POUR UN DISPOSITIF DE MISE EN DRAPEAU DES PALES A CALAGE VARIABLE ET SON PROCEDE DE REALISATION.**

⑤7 La présente invention concerne un ensemble (100) pour un dispositif de mise en drapeau de pales à calage variable d'une hélice de turbomachine (1) d'aéronef, l'ensemble (100) comprenant :- un carter annulaire (120) qui s'étend autour d'un axe (A) et qui présente une première paroi annulaire (122) s'étendant perpendiculairement audit axe (A), et - une rangée annulaire de chapes (140) qui sont réparties autour de l'axe (A) et qui sont portées par ladite première paroi annulaire (122), chacune des chapes (140) étant formée d'une seule pièce et comportant deux supports roulements (142, 144) parallèles entre eux et à un plan passant par ledit axe (A), dans lequel le carter annulaire (120) et la rangée annulaire de chapes (140) sont monoblocs.

Figure pour l'abrégié : Figure 5



FR 3 139 550 - A1



Description

Titre de l'invention : ENSEMBLE POUR UN DISPOSITIF DE MISE EN DRAPEAU DES PALES A CALAGE VARIABLE ET SON PROCEDE DE REALISATION

Domaine technique

[0001] La présente invention concerne le domaine des turbomachines d'aéronef et en particulier des hélices propulsives de ces turbomachines qui comportent des pales à calage variable avec un dispositif de mise en drapeau des pales à calage variable.

[0002] En particulier, la présente invention concerne un ensemble pour un dispositif de mise en drapeau des pales à calage variable d'une hélice de turbomachine, et son procédé de réalisation. La présente invention vise également un module à hélice pour une turbomachine d'aéronef comportant cet ensemble pour un dispositif de mise en drapeau et la turbomachine correspondante.

Arrière-plan technique

[0003] Une hélice pour une turbomachine d'aéronef peut être carénée ([Fig.1]), comme c'est le cas d'une soufflante par exemple, ou non carénée ([Fig.2]) comme c'est le cas d'une architecture du type open-rotor par exemple.

[0004] Une hélice comprend des aubes qui peuvent être à calage variable. Chaque aube à calage variable comprend une pale reliée à un pied. Les pales d'aubes (ou dit également pales d'hélice dans la suite de la demande) peuvent également être à calage variable. La turbomachine comprend alors un mécanisme permettant de modifier l'angle de calage des pales d'hélices afin d'adapter la poussée générée par l'hélice en fonction des différentes phases de vol. Le calage angulaire des pales permet également d'optimiser le rendement de l'hélice en fonction de la vitesse de l'aéronef et d'optimiser la marge au pompage de la turbomachine pour réduire sa consommation de carburant dans les différentes phases de vol.

[0005] Pour rappel, l'angle de calage d'une pale d'hélice correspond à l'angle, dans un plan longitudinal perpendiculaire à l'axe de rotation de la pale d'hélice, entre la corde de la pale d'aube et le plan de rotation de la soufflante ou du moteur de la turbomachine. Les pales à calage variable peuvent occuper une position dite d'inversion de poussée (connue sous le terme anglais « reverse ») dans laquelle celles-ci permettent de générer une contre poussée de manière à participer au ralentissement de l'aéronef et une position de mise en drapeau dans laquelle, en cas de défaillance ou de panne, celles-ci permettent de limiter leur résistance aérodynamique et/ou de trainée. Les conséquences de cette trainée pouvant être de l'ordre de la sécurité du vol en cas de perte de contrôle de l'aéronef si la dérive de celui-ci n'est pas dimensionnée pour, et pouvant être de la

performance pour la durée possible du vol de déroutement sur un seul moteur.

- [0006] De multiples dispositifs ont été imaginés pour faire varier le calage des pales d'hélice, qui comportent généralement une mise en rotation de la pale autour de son axe principal (correspondant à un axe de calage) par l'intermédiaire d'un dispositif de commande situé radialement à l'intérieur des pieds d'aubes. Ce dispositif de commande comprend par exemple un actionneur qui peut être relié aux pieds d'aubes par des bielles et/ou une tringlerie.
- [0007] Une des fonctions du dispositif de commande du calage des pales, est d'amener les pales dans la position prédéterminée, dite de « position drapeau » dans le cas d'une défaillance de ce dispositif de calage. La mise en drapeau permet notamment de minimiser la traînée aérodynamique.
- [0008] Classiquement le rappel en drapeau est assuré par un dispositif de mise en drapeau de pales à calage variable. Ce dispositif de mise en drapeau est typiquement placé radialement entre le dispositif de commande du calage des pales et les axes de calage des pales d'hélice.
- [0009] En référence aux figures 1 et 2, ce dispositif de mise en drapeau 12 comprend un levier 13 et une masselotte 14 solidaire à une première extrémité 13a du levier 13. Cette masselotte forme un contrepoids dont l'inertie, très supérieure à celle des pales d'hélice, doit garantir le retour de ces dernières dans la position de drapeau définie au préalable. Une masselotte 14 est en général associée à chacune des pales 40 d'hélice.
- [0010] Le dispositif de mise en drapeau 12 comprend en outre un ensemble 100 permettant la liaison des composants du dispositif de mise en drapeau 10 avec le dispositif de commande 12 et des pales 40 d'hélice. Pour cela, l'ensemble 100 comprend un carter annulaire 120 s'étendant autour d'un axe A et une rangée annulaire de chapes 140 réparties autour de l'axe A. Chaque chape 140 comporte deux supports 142, 144, tels que des supports de roulement à billes. Chaque chape 140 est fixée sur une première paroi annulaire 122 du carter 120 par une liaison boulonnée.
- [0011] La [Fig.3] illustre la liaison boulonnée par des vis de fixations V1 et des boulons de centrage V2. Pour cela, les deux supports roulements 142, 144 de chacune des chapes 140 sont reliés entre eux par une cloison 146. La cloison 146 comprend des perçages 149 pour la fixation des vis V1 et boulons V2. La liaison par des vis de fixations V2 permet d'assurer une liaison mécanique fixe pour ne pas que les chapes se détachent du carter en fonctionnement. La liaison par des boulons de centrage V2 permet de positionner et centrer précisément avec un jeu permettant la mise en position tangentielle des chapes 140 sur le carter 120.
- [0012] Sur la [Fig.2], cette cloison 146 comprend également une face d'appui 147 sur la première paroi annulaire 122 du carter, et un prolongement axial 145 engagé dans une ouverture traversante 121 de la première paroi annulaire 122. La liaison par ce pro-

longement axiale 145 permet d'assurer un centrage précis avec un jeu permettant la mise en position axiale et radiale des chapes 140 sur le carter 120.

[0013] Le dispositif de mise en drapeau 12 des pales comprend également une bielle 15 reliée à l'une des chapes 140 et une biellette 16 qui présente une première extrémité axiale 16a reliée à la bielle 15 et une seconde extrémité axiale 16b reliée au dispositif de commande 10 du calage des pales.

[0014] La liaison boulonnée entre le carter annulaire et chacune des chapes peut présenter plusieurs inconvénients, tels qu'une augmentation des contraintes mécaniques en fonctionnement et un ajout de pièces (boulons) et d'encombrement par rapport aux grands diamètres des composants de la turbomachine. En effet, l'ensemble de la [Fig.1] nécessite des interfaces de liaison (telles que des faces d'appui 147, des prolongements axiaux 145, des perçages 149 et des ouvertures traversantes 121) et des pièces (telles que des vis, écrous, boulons, etc.) supplémentaires qui augmentent la masse et peut rendre complexe son assemblage dans la turbomachine. L'ajout de ces interfaces de liaison et de centrage peut également augmenter, d'une part, les contraintes localement et impacter la tenue mécanique de l'ensemble en fonctionnement, et d'autre part, la taille des pièces pour alourdir et encombrer l'ensemble et le dispositif de mise en drapeau.

[0015] Dans ce contexte, il est intéressant de pallier les inconvénients de l'art antérieur, en proposant un ensemble pour un dispositif de mise en drapeau des pales à calage variable avec une liaison simple et fiable entre les chapes et le carter annulaire.

Exposé de l'invention

[0016] La présente invention propose une solution simple, efficace et économique à au moins une partie des problèmes précités.

[0017] L'invention propose un ensemble pour un dispositif de mise en drapeau de pales à calage variable d'une hélice de turbomachine d'aéronef, l'ensemble comprenant :

- un carter annulaire qui s'étend autour d'un axe A et qui présente une première paroi annulaire s'étendant perpendiculairement audit axe A, et
- une rangée annulaire de chapes qui sont réparties autour de l'axe A et qui sont portées par ladite première paroi, chacune des chapes étant formée d'une seule pièce et comportant deux supports roulements parallèles entre eux et à un plan passant par ledit axe A.

[0018] Selon l'invention, le carter et la rangée annulaire de chapes sont monoblocs.

[0019] La liaison monobloc de l'invention permet de manière générale de rendre l'ensemble robuste et avec une masse réduite par rapport à la liaison boulonnée de l'art antérieur. En effet, la liaison monobloc (par exemple par soudage tel que par friction linéaire) est durable, solide et difficilement endommageable en fonctionnement. Ceci améliore

donc de façon significative la tenue mécanique de cet ensemble pour le dispositif de mise en drapeau. Par ailleurs, l'ensemble selon l'invention permet de réduire les nombres de pièces supplémentaires (telles que les vis, écrous, boulons, interfaces de liaison sur les chapes, etc.) pour réaliser un ensemble moins massif et peu encombrant.

- [0020] Enfin, la présente solution permet également de réduire les coûts notamment en matériau (puisque la masse de l'ensemble est réduite) et du temps de réalisation de cet ensemble.
- [0021] Dans la présente demande, on entend par deux pièces ou parties « formées d'une seule pièce » ou « monoblocs », le fait que ces deux pièces ou parties sont reliées physiquement entre elles et non dissociables sans les détériorer.
- [0022] On notera que les chapes et le carter annulaire sont formés d'une seule pièce mais peuvent ne pas être nécessairement de la même matière. En particulier, chacune des chapes formée d'une seule pièce peuvent être en titane (telle que l'alliage de titane Ta6V). Le carter annulaire peut être en titane ou en aluminium pour permettre un gain masse supplémentaire.
- [0023] L'ensemble selon l'invention peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises isolément les unes des autres ou en comparaison les unes avec les autres :
- [0024] - chacune des chapes est reliée à la première paroi annulaire par un voile qui a une forme générale allongée en direction radiale ;
- [0025] - ledit voile comprend une première portion située du côté de la première paroi annulaire et formée par une première saillie de cette première paroi annulaire, et une seconde portion située du côté de chacune des chape et formée par une seconde saillie de cette chape ;
- [0026] - le nombre de premières saillies est égale au nombre de secondes saillies et des chapes ;
- [0027] - les premières et secondes saillies ont des dimensions radiales H_{128} , H_{148} qui représentent au moins 50% et de préférence au moins 70% d'une dimension axiale L_{122} de la première paroi annulaire ;
- [0028] - les supports roulements de chacune des chapes sont reliés entre eux par une cloison qui s'étend parallèlement et en regard de la première paroi annulaire et sur laquelle est formée la seconde saillie de cette chape ;
- [0029] - le carter annulaire est réalisé dans un premier matériau, par exemple en aluminium, différent d'un second matériau, par exemple en titane, des chapes.
- [0030] La présente invention concerne également un module à hélice pour une turbomachine d'aéronef, comportant :
- une hélice mobile en rotation autour d'un axe longitudinal X et comprenant une pluralité d'aubes à calage variable, chaque aube comportant une pale montée pivotante

suivant un axe de calage D perpendiculaire à l'axe longitudinal X,

- un dispositif de commande du calage des pales, et
- un dispositif de mise en drapeau des pales, en particulier en cas de défaillance dudit dispositif de commande, comportant :
 - au moins un levier présentant une première extrémité et une seconde extrémité opposée à cette première extrémité, et
 - une masselotte solidaire de la première extrémité du levier, ladite masselotte étant apte, sous l'effet centrifuge, à être déplacée dans une position dans laquelle les pales sont dans une position drapeau.

[0031] Le module à hélice comprend au moins un ensemble selon l'une des particularités de l'invention, dans lequel l'un des deux supports roulements de chacune des chapes est reliée à la seconde extrémité du levier, et le carter annulaire est configuré pour être relié à chaque pale d'aubes à calage variable par une seconde paroi annulaire.

[0032] Le dispositif de mise en drapeau des pales peut comprendre en outre :

- une bielle reliée à l'autre des deux supports roulements de chacune des chapes, et
- une biellette qui présente une première extrémité axiale reliée à la bielle et une seconde extrémité axiale opposée à la première extrémité axiale et reliée au dispositif de commande du calage des pales.

[0033] La présente invention concerne encore une turbomachine d'aéronef comprenant un module à hélice selon l'invention, et un générateur de gaz destiné à entraîner l'hélice.

[0034] La turbomachine peut être un turboréacteur ou un turbopropulseur.

[0035] La présente invention concerne aussi un procédé de réalisation d'un ensemble selon l'une des particularités de l'invention. Le procédé comprend les étapes consistantes à :

- (a) réaliser, d'une part, le carter annulaire, et d'autre part, les chapes;
- (b) positionner une des chapes en regard du carter annulaire ;
- (c) lier de façon monobloc la chape au carter annulaire par soudage ; et
- (d) répéter les étapes (b) et (c) pour toutes les chapes de l'ensemble.

[0036] Le procédé de réalisation selon l'invention peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises isolément les unes des autres ou en comparaison les unes avec les autres :

[0037] - le soudage de l'étape (c) est réalisé par friction linéaire ;

[0038] - le procédé comprend en outre, avant l'étape (b), une étape (i) de préparation de surface des chapes et/ou le carter annulaire ;

[0039] - le procédé comprend, après l'étape (c), une étape (ii) d'usinage d'un cordon de soudage formé au niveau de la liaison entre la chape et le carter annulaire à l'étape (c).

Description des figures

[0040] L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de

l'invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- [0041] la [Fig.1] est une vue schématique partielle en coupe axiale d'un dispositif de mise en drapeau de pales à calage variable d'une turbomachine d'aéronef selon l'art antérieur ;
- [0042] la [Fig.2] est une vue schématique partielle en perspective d'un ensemble comportant des chapes et un carter annulaire pour le dispositif de mise en drapeau de la [Fig.1] ;
- [0043] la [Fig.3] est une vue schématique agrandie d'une liaison boulonnée de l'ensemble des figures 1 et 2 ;
- [0044] la [Fig.4] est une demi vue schématique en coupe axiale d'un module à hélice d'une turbomachine d'aéronef selon l'invention ;
- [0045] la [Fig.5] est une vue schématique partielle en perspective d'un ensemble pour un dispositif de mise en drapeau selon un mode de réalisation de l'invention ;
- [0046] la [Fig.6] représente de façon schématique en blocs les étapes d'un procédé de réalisation de l'ensemble de la [Fig.5].
- [0047] Les éléments ayant les mêmes fonctions dans les différentes mises en œuvre ont les mêmes références dans les figures.

Description détaillée

- [0048] Les figures 1 à 3 ont été décrites dans l'arrière-plan technique de la présente demande et illustre un ensemble pour un dispositif de mise en drapeau de pales à calage variable selon l'art antérieur.
- [0049] De façon classique, une turbomachine 1 comprend un générateur de gaz G (ou moteur) en amont duquel est monté un module à hélice S. Le générateur de gaz G de la turbomachine 1 peut comporter, d'amont en aval, un compresseur basse pression, un compresseur haute pression, une chambre annulaire de combustion, une turbine haute pression, une turbine basse pression et une tuyère d'échappement.
- [0050] Par convention, dans la description ci-après, les termes « longitudinal » et « axial » qualifient l'orientation d'éléments structurels s'étendant selon la direction d'un axe longitudinal. Cet axe peut être confondu avec un axe de rotation d'un rotor d'une turbomachine. Le terme « radial » qualifie une orientation d'éléments structurels s'étendant selon une direction perpendiculaire à l'axe. Les termes « intérieur » et « extérieur », et « interne » et « externe » sont utilisés en référence à un positionnement par rapport à l'axe. Ainsi, un élément structurel s'étendant selon l'axe comporte une face intérieure tournée vers l'axe et une surface extérieure, opposée à sa surface intérieure. Les termes « amont » et « aval » sont définis par rapport au sens de circulation des gaz dans le module à hélice (ou la turbomachine).
- [0051] De manière générale et dans la suite de la description, le terme « module à hélice » est employé pour désigner indifféremment une soufflante ou une hélice, les aubes de la

soufflante ou de l'hélice pouvant être carénées (par exemple pour les turboréacteurs à double flux de la [Fig.4]) ou non carénées (par exemple pour les turbopropulseurs et non illustrés sur les figures).

[0052] La turbomachine 1 est destinée à être montée sur un aéronef.

[0053] Plus particulièrement, la [Fig.1] illustre schématiquement une turbomachine 1 à double flux s'étendant suivant un axe longitudinal X. La turbomachine 1 comporte donc un module à hélice S carénée. Cependant, l'invention peut s'appliquer à d'autres types de turbomachine.

[0054] L'hélice est mobile en rotation autour de l'axe X. Pour cela, le module à hélice peut comporter un rotor 2 mobile autour de l'axe X par rapport à un carter 3.

[0055] Le rotor 2 peut être guidé en rotation par rapport au carter 3 fixe par au moins un premier palier 5a situé en amont et au moins un deuxième 5b et un troisième 5c paliers situés en aval. Le rotor 2 peut comprendre un arbre 6 annulaire interne, dit arbre de soufflante, qui est centré sur l'axe X, et une virole 7 annulaire externe qui est aussi centrée sur l'axe X et s'étend autour de l'arbre 6. Sur l'exemple, une extrémité axiale amont 6a de l'arbre 6 est bridée à une extrémité axiale amont 7a de la virole 7, de façon à ce que l'arbre 6 et la virole 7 définissent entre eux un espace 8 annulaire communément appelé « enceinte huile ».

[0056] L'arbre 6 du rotor 2 est entraîné par une turbine de puissance en aval du module à hélice S via un réducteur de vitesse 9.

[0057] L'hélice comprend une pluralité d'aubes 4 à calage variable. Chaque aube 4 à calage variable comprend une pale 40, également à calage variable, montée pivotante suivant un axe de calage D.

[0058] La pale 40 peut présenter un profil aérodynamique et comprendre un intrados et un extrados qui sont reliés par un bord amont d'attaque et par un bord aval de fuite (non illustrés). La pale 40 a une extrémité supérieure qui est libre, appelée sommet, et une extrémité inférieure qui est reliée à un pied par exemple sous forme d'une attache en forme de bulbe.

[0059] L'axe de calage D est un axe autour duquel la position angulaire de la pale 40 est ajustée. Cet axe D est sensiblement perpendiculaire à l'axe X.

[0060] Le module à hélice comprend un dispositif de commande 10 du calage des pales 40 qui permet donc de réguler la position angulaire de chacune des pales 40 autour de leur axe D. Cette position angulaire correspond pour une pale 40 à l'angle, dans un plan longitudinal perpendiculaire à l'axe D, entre la corde de la pale 40 et le plan de rotation de l'hélice.

[0061] Le dispositif de commande 10 peut comprendre un actionneur 11 unique et commun pour toutes les pales 40 de l'hélice. A titre d'exemple, cet actionneur peut être relié à des bielles aux pieds d'aube ou à une tringle (non-illustrés) qui agit sur des pignons

fixés sur les aubes, notamment en entourant les pieds d'aube.

- [0062] Le module à hélice comprend un dispositif de mise en drapeau 12 des pales 40, en particulier en cas de défaillance (ou panne) du dispositif de commande 10, par exemple en cas de panne de l'actionneur 11.
- [0063] Le dispositif de mise en drapeau 12 comprend au moins un levier 13 et une masselotte 14. De manière similaire à la [Fig.1], le levier 13 de la [Fig.4] présente une première extrémité 13a et une seconde extrémité 13b opposée à la première extrémité 13a. La masselotte 14 est solidaire de la première extrémité 13a. La masselotte 14 est apte, sous l'effet centrifuge, à être déplacée dans une position dans laquelle les pales 40 sont dans une position drapeau.
- [0064] Le dispositif de mise en drapeau 12 comprend en outre un ensemble 100 destiné à relier les composants du dispositif de mise en drapeau 12 avec le dispositif de commande 10 et des pales 40 d'hélice. L'ensemble 100 comprend un carter annulaire 120 et une rangée annulaire de chapes 140. Le carter 120 est destiné à être relié à chaque pale 40 d'hélice. Au moins une chape 140 de la rangée annulaire de chapes 140 est destinée à être reliée à la seconde extrémité 13b du levier 13.
- [0065] Le dispositif de mise en drapeau 12 des pales peut comprendre également une bielle 15 et une biellette 16 qui présente une première extrémité axiale 16a et une seconde extrémité axiale 16b opposée à la première extrémité axiale 16a. De manière similaire à la [Fig.1], la bielle 15 de la [Fig.4] peut être reliée, d'une part, aux chapes 140 (notamment à l'un des deux supports roulements 142, 144 des chapes 140), et d'autre part, à la première extrémité axiale 16a de la biellette 16a. La seconde extrémité 16b de la biellette 16 est reliée au dispositif de commande 12 du calage des pales.
- [0066] En référence à la [Fig.5], le carter annulaire 120 s'étend autour d'un axe A. L'axe A peut être parallèle à l'axe X notamment lorsque l'ensemble 100 est assemblé dans la turbomachine 1.
- [0067] Le carter 120 comprend une première paroi annulaire 122 qui s'étend perpendiculaire à l'axe A. La première paroi annulaire 122 peut présenter une dimension axiale L_{122} mesurée suivant l'axe A, et une première largeur l_{122} mesurée suivant un axe transversal à l'axe A. Cette première paroi annulaire 122 est configurée pour être reliée à la rangée annulaire de chapes 140.
- [0068] La première paroi annulaire 122 peut comprendre une pluralité de premières saillies 128. Les premières saillies 128 peuvent être répartie autour de l'axe A. Chaque première saillie 128 peut avoir une première dimension radiale H_{128} mesurée suivant un axe perpendiculaire à l'axe A. Cette première dimension radiale H_{128} peut représenter au moins 50% de la dimension axiale L_{122} de la première paroi annulaire 122. Par exemple, la première dimension radiale H_{128} représente au moins 70% de la dimension axiale L_{122} . Chaque première saillie 128 peut présenter une seconde largeur l_{128} mesurée

suisant un axe transversal à l'axe A. Cette seconde largeur L_{128} peut représenter au moins 70% de la première largeur L_{122} . Le nombre de premières saillies 128 peut être identique au nombre de chapes 140, par exemple un nombre de dix.

- [0069] Le carter 120 peut comprendre aussi une seconde paroi annulaire 124 qui s'étend parallèlement à la première paroi annulaire 122. Cette seconde paroi annulaire 124 est configurée pour être reliée, notamment de façon indirecte, aux pales 40 d'hélice.
- [0070] Les première 122 et la seconde 124 parois annulaires peuvent être reliées entre elles par une paroi cylindrique 126 du carter 120. La paroi cylindrique 126 s'étend notamment du côté opposé aux premières saillies 128 de la première paroi annulaire 122. Cette paroi cylindrique 126 peut être ajourée.
- [0071] Les première 122 et la seconde 124 parois annulaires, la paroi cylindrique 126 et les premières saillies 128 peuvent être monoblocs (c'est-à-dire venues de matière).
- [0072] Le carter 120 (en particulier la première paroi 122 et les premières saillies 128) peut être réalisé dans un premier matériau, tel que l'aluminium ou le titane (par exemple l'alliage de titane Ta6V).
- [0073] Les chapes 140 sont réparties autour de l'axe A. Chaque chape 140 peut présenter une forme générale en U. Chaque chape 140 de la rangée annulaire de chapes peut être formée d'une seule pièce. Chacune des chapes 140 peut comprendre deux supports, tels que des supports roulements à billes (appelés supports roulements dans la présente demande), respectivement premier support roulement 142 et second support roulement 144, parallèles entre eux et reliés entre eux par une cloison 146. Chacune des cloisons 146 peut s'étendre parallèlement et en regard de la première paroi annulaire 122. Ainsi, les premier 142 et second 144 supports roulements et la cloison 146 de chaque des chapes 140 peuvent être monoblocs (c'est-à-dire venue de matière).
- [0074] Chacun des premier 142 et second 144 supports roulements peut comprendre, respectivement, une première ouverture traversante 143a et une seconde ouverture traversante 143b. Par exemple, le premier support roulement 142 peut être reliée à la seconde extrémité 13b du levier 13 par la première ouverture traversante 143a. Le second support roulement 144 peut être reliée à la bielle 15 par la seconde ouverture traversante 143b.
- [0075] Chaque chape 140 peut comprendre au moins une seconde saillie 148. Sur l'exemple de la [Fig.5], la seconde saillie 148 de chaque chape 140 s'étend depuis la cloison 146, notamment du côté opposé des premier 142 et second 144 supports roulements. La seconde saillie 148 peut avoir une seconde dimension radiale H_{148} mesurée suivant un axe perpendiculaire à l'axe A. Cette seconde dimension radiale H_{148} peut représenter au moins 50% de la dimension axiale L_{122} de la première paroi annulaire 122. Par exemple, la seconde dimension radiale H_{148} représente au moins 70% de la dimension axiale L_{122} . Avantageusement, la première dimension radiale H_{128} et la seconde

dimension radiale H_{148} sont identiques. La seconde saillie 148 peut présenter une troisième largeur l_{148} mesurée suivant un axe transversal à l'axe A. Cette troisième largeur l_{148} peut représenter au moins 70% de la première largeur l_{122} . Avantageusement, la seconde largeur l_{128} et la troisième largeur l_{148} sont identiques. Le nombre de secondes saillies 148 (et par conséquent des chapes 140) pour un ensemble 100 peut être identique au nombre de premières saillies 128, par exemple un nombre de dix.

- [0076] Chaque chape 140 (en particulier la cloison 146 et les secondes saillies 148) peut être réalisée dans un second matériau, tel que l'aluminium ou le titane (par exemple l'alliage de titane Ta6V). Le second matériau des chapes 140 peut être identique ou différent du premier matériau du carter 120.
- [0077] Chacune des chapes 140 est fixée sur la première paroi annulaire 122 du carter 120.
- [0078] L'une des particularités de l'invention est que le carter 120 et les chapes 140 sont monoblocs (c'est-à-dire venus de matière). De cette façon la tenue mécanique en fonctionnement de l'ensemble 100 est améliorée, tout en limitant la masse et l'encombrement de cet ensemble 100 dans le module à hélice S (et donc dans la turbomachine 1).
- [0079] Chacune des chapes 140 peut être reliée à la première paroi annulaire 122 par un voile 130. Ce voile 130 peut avoir une forme générale allongée en direction radiale (par rapport à l'axe A).
- [0080] Le voile 130 peut comprendre une première portion située du côté de la première paroi annulaire 122 et une seconde portion située du côté de la chape 140. Chacune des premières saillies 128 de la première paroi annulaire 122 peut ainsi former la première portion du voile 130 et chacune des secondes saillies 148 des chapes 140 peut former la seconde portion du voile 130. Ainsi, les chapes 140 et le carter 120 sont solidaires entre eux par une liaison monobloc notamment formée par les premières 128 et secondes 148 saillies.
- [0081] Avantageusement, le premier matériau du le carter 120 (en particulier la première paroi 122 et les premières saillies 128) est différent du second matériau des chapes 140 (en particulier des secondes saillies 148). Par exemple, le premier matériau est en aluminium et le second matériau est en alliage de titane Ta6V, de façon à alléger la masse de l'ensemble 100.
- [0082] A titre d'exemple, l'ensemble 100 de la [Fig.2] de l'art antérieur présente un poids de mise en œuvre (correspondant à la masse de l'ensemble 100) en forge d'environ 416 Kg, alors que l'ensemble 100 de la [Fig.5] de l'invention présente un poids de mise en œuvre en forge d'environ 484 Kg. Ainsi, l'ensemble 100 de l'invention permet un gain de masse (environ de 68 Kg) et une diminution des temps d'usinage par rapport à l'art antérieur.
- [0083] La présente demande va maintenant décrire un procédé de réalisation de l'ensemble

100 décrit ci-dessus en référence à la [Fig.5].

- [0084] La [Fig.6] représente un schéma en bloc des étapes de ce procédé dont les étapes optionnelles sont illustrées en pointillée.
- [0085] De manière générale, le procédé de réalisation comprend les étapes notamment successives suivantes :
- (a) réalisation, d'une part, du carter annulaire 120, et d'autre part, des chapes 140 ;
 - (b) positionnement d'au moins une des chapes 140 en regard, par exemple de la première paroi annulaire 122, du carter annulaire 120 ;
 - (c) lier de façon monobloc la chape 140 au carter annulaire 120 par soudage ; et
 - (d) répétition des étapes (b) à (c) pour toutes les chapes 140 de l'ensemble (100).
- [0086] A l'étape (a), les chapes 140 et le carter annulaire 120 sont donc réalisés séparément par une fabrication conventionnelle de ces pièces.
- [0087] Les étapes (b) et (c) peuvent être réalisées dans une machine adaptée, dans laquelle le carter annulaire 120 est disposé sur un bâti de la machine, puis chaque chape 140 est disposée sur un support de maintien qui est mobile par rapport au bâti.
- [0088] Avantagusement, le carter annulaire 120 (en particulier les premières saillies 128) et/ou la chape 140 (en particulier les secondes saillies 148) ont une surépaisseur mesurée par rapport à l'axe A. Cette surépaisseur peut être comprise entre 1 et 5 mm, par exemple de 2 mm, pour le carter annulaire 120 et/ou la chape 140.
- [0089] Une étape de préparation de surface (i) de chaque chape 140 et/ou du carter annulaire 120 peut être réalisée avant l'étape (b). La préparation de surface peut être réalisée par usinage de façon à former une surface plane.
- [0090] La soudure de l'étape (c) peut être réalisée par friction linéaire. Pour cela et par exemple, chaque chape 140 est positionnée, dans un premier temps, contre le carter 120 sous un effort de pression entre deux contacts notamment des première et seconde saillies 128, 148. Dans un deuxième temps, une mise en déplacement axial haute fréquence de la chape 140 est réalisée tout en gardant le maintien de la mise en pression. La combinaison des deux efforts permet de réaliser la liaison entre les deux pièces (à savoir la chape 140 et le carter annulaire 120). Quand les deux parties des pièces (par exemples les premières 128 et secondes 148 saillies) serrées l'une contre l'autre entrent en contact, les forces de friction provoquent un couple de résistance. Ce couple de résistance créé (correspondant à une énergie mécanique) est transformé en chaleur dans la surface de contact. La chaleur générée augmente la température en un temps relativement court jusqu'à la température de soudage (ou dit de température de forgeage). Dans un dernier temps, le déplacement axial haute fréquence de la chape 140 est interrompu, mais l'effort de mise en pression est maintenu le temps d'un refroidissement d'une zone de contact (notamment des première et seconde saillies 128, 148 du carter annulaire 120 et de la chape 140) pour garantir la liaison entre les deux pièces

120, 140.

- [0091] A la fin de l'étape (c), la liaison monobloc par soudage permet notamment de former le voile 130 de l'ensemble 100, dans lequel les premières 128 et secondes 148 saillies sont liées de façon irréversible.
- [0092] Durant la phase d'échauffement et la phase de soudage, une quantité de matière (provenant de la chape et/ou du carter annulaire) peut être poussée vers l'extérieur, sous l'influence de la force de pression axiale, de telle sorte qu'un cordon de soudage peut être formé (non illustré sur les figures). Le cordon de soudage formé au niveau de la liaison entre la chape 140 et le carter annulaire 120 (en particulier entre les premières 128 et secondes 148 saillies) peut être sous forme de bourrelet.
- [0093] Le procédé de réalisation peut comprendre aussi une étape d'usinage (ii) du cordon de soudage formé à l'étape (c) de façon à obtenir une surface lisse au niveau de la liaison soudée.
- [0094] Dans le cas du soudage par friction linéaire, les paramètres de soudage peuvent varier en fonction des dimensions des premières de secondes saillies 128, 148. Ces dimensions (par exemples les largeurs l_{128} , l_{148} et les dimensions radiales H_{128} , H_{148}) répondant au besoin de tenue mécanique de la pièce 100 pour assurer la non-rupture de la zone. Les paramètres de soudage sont par exemple :
- la section des pièces (120, 140) à souder,
 - la force de friction, et
 - la force de forgeage.
- [0095] Le tableau 1 ci-dessous résume les paramètres de soudage réalisés sur un premier essai (section de soudage d'environ 8606 mm²) et un second essai (section de soudage d'environ 2209 mm²) de soudage par friction linéaire.

[0096] [Tableaux1]

	Essai 1	Essai 2
Section à souder (mm ²)	8606	2209
Surépaisseur matière sur la chape 140 (mm)	2	2
Surépaisseur matière sur le carter 120 (mm)	2	2
Retrait matière sur la chape 140 à l'étape (i) (mm)	2,5	2,5
Retrait matière sur le carter 120 à l'étape (i) (mm)	2,5	2,5
Force de friction (kN)	223	17,3
Force de forgeage (kN)	250	17,3
Masse de l'ensemble 100 pour un nombre de dix chapes 140 (Kg)	47,4	37,2

[0097] Le soudage par friction linéaire est également adapté pour l'assemblage de deux matériaux différents.

[0098] Dans cette description, l'ensemble 100 selon l'invention est décrit dans un module à hélice S caréné d'une turbomachine à double flux. Bien entendu, le module à hélice S de l'invention peut également être non caréné (tel que dans un open-rotor).

[0099] La présente invention apporte plusieurs avantages, tels que :

- améliorer la tenue mécanique en fonction de l'ensemble 100 ;
- diminuer la masse et l'encombrement de l'ensemble 100 (et par conséquent de la turbomachine 1) ;
- réduire la perte de matière de l'ensemble 100 ;
- supprimer les pièces supplémentaires d'assemblage (telles que les vis, écrous, boulons, etc.) ;
- faciliter l'usinage des supports roulements 142, 144 des chapes 140 ;

[0100] - réduire le temps de réalisation de l'ensemble 100 (tel que le temps du cycle de forge, le temps d'usinage, etc. par rapport à l'art antérieur) ;

- ne nécessite pas ou peu d'adaptation dans le module à hélice S ;
- intégration facile au montage et en maintenance dans le module à hélice S (et par conséquent dans la turbomachine 1).

[0101] De manière générale, l'invention permet d'améliorer les performances du moteur d'une turbomachine. Les solutions proposées dans la présente demande sont simples,

efficaces et économiques à réaliser et à assembler dans une turbomachine, tout en renforçant la durée de vie de l'ensemble 100 (et par conséquent des aubes à calage variable) en fonctionnement.

Revendications

- [Revendication 1] Ensemble (100) pour un dispositif de mise en drapeau (12) de pales (40) à calage variable d'une hélice de turbomachine (1) d'aéronef, l'ensemble (100) comprenant :
- un carter annulaire (120) qui s'étend autour d'un axe (A) et qui présente une première paroi annulaire (122) s'étendant perpendiculairement audit axe (A), et
 - une rangée annulaire de chapes (140) qui sont réparties autour de l'axe (A) et qui sont portées par ladite première paroi annulaire (122), chacune des chapes (140) étant formée d'une seule pièce et comportant deux supports roulements (142, 144) parallèles entre eux et à un plan passant par ledit axe (A), caractérisé en ce que le carter annulaire (120) et la rangée annulaire de chapes (140) sont monoblocs.
- [Revendication 2] Ensemble selon la revendication 1, caractérisé en ce que chacune des chapes (140) est reliée à la première paroi annulaire (122) par un voile (130) qui a une forme générale allongée en direction radiale.
- [Revendication 3] Ensemble selon la revendication 2, caractérisé en ce que ledit voile (130) comprend une première portion située du côté de la première paroi annulaire (122) et formée par une première saillie (128) de cette première paroi annulaire (122), et une seconde portion située du côté de chacune des chape (140) et formée par une seconde saillie (148) de cette chape (140).
- [Revendication 4] Ensemble selon la revendication 3, caractérisé en ce que le nombre de premières saillies (128) est égale au nombre de secondes saillies (148) et des chapes (140).
- [Revendication 5] Ensemble selon la revendication 3 ou 4, caractérisé en ce que les premières et secondes saillies (128) ont des dimensions radiales (H_{128} , H_{148}) qui représentent au moins 50% et de préférence au moins 70% d'une dimension axiale (L_{122}) de la première paroi annulaire (122).
- [Revendication 6] Ensemble selon la revendication 3 ou 4, caractérisé en ce que les supports roulements (142, 144) de chacune des chapes (140) sont reliés entre eux par une cloison (146) qui s'étend parallèlement et en regard de la première paroi annulaire (122) et sur laquelle est formée la seconde saillie (148) de cette chape (140).
- [Revendication 7] Ensemble selon l'une quelconque des revendications, caractérisé en ce que le carter annulaire (120) est réalisé dans un premier matériau, par

exemple en aluminium, différent d'un second matériau, par exemple en titane, des chapes (140).

[Revendication 8]

Module à hélice (S) pour une turbomachine (1) d'aéronef, comportant :

- une hélice mobile en rotation autour d'un axe longitudinal (X) et comprenant une pluralité d'aubes (4) à calage variable, chaque aube (4) comportant une pale (40) montée pivotante suivant un axe de calage (D) perpendiculaire à l'axe longitudinal (X),

- un dispositif de commande (10) du calage des pales (40), et

- un dispositif de mise en drapeau (12) des pales (40), en particulier en cas de défaillance dudit dispositif de commande (10), comportant :

- au moins un levier (13) présentant une première extrémité (13a) et une seconde extrémité (13b) opposée à cette première extrémité (13a), et

- une masselotte (14) solidaire de la première extrémité (13a) du levier, ladite masselotte (14) étant apte, sous l'effet centrifuge, à être déplacée dans une position dans laquelle les pales (40) sont dans une position drapeau,

caractérisé en ce que le module à hélice (S) comprend au moins un ensemble (100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel l'un des deux supports roulements (142, 144) de chaque chape (140) est relié à la seconde extrémité (13b) du levier, et le carter annulaire (120) est configuré pour être relié à chaque pale (40) d'aubes à calage variable par une seconde paroi annulaire (124).

[Revendication 9]

Module de turbomachine selon la revendication 8, caractérisé en ce que le dispositif de mise en drapeau (12) des pales comprend en outre :

- une bielle (15) reliée à l'autre des deux supports roulements (142, 144) de chaque chape (140), et

- une biellette (16) qui présente une première extrémité axiale (16a) reliée à la bielle (15) et une seconde extrémité axiale (16b) opposée à la première extrémité axiale (16a) et reliée au dispositif de commande (12) du calage des pales (40).

[Revendication 10]

Turbomachine (1) d'aéronef comprenant un module à hélice (S) selon la revendication 8 ou 9, et un générateur de gaz (G) destiné à entraîner l'hélice.

[Revendication 11]

Procédé de réalisation d'un ensemble (100) selon l'une des revendications 1 à 7, comprenant les étapes consistantes à :

(a) réaliser, d'une part, le carter annulaire (120), et d'autre part, les chapes (140);

(b) positionner une des chapes (140) en regard du carter annulaire

(120) ;

(c) lier de façon monobloc la chape (140) au carter annulaire (120) par soudage ; et

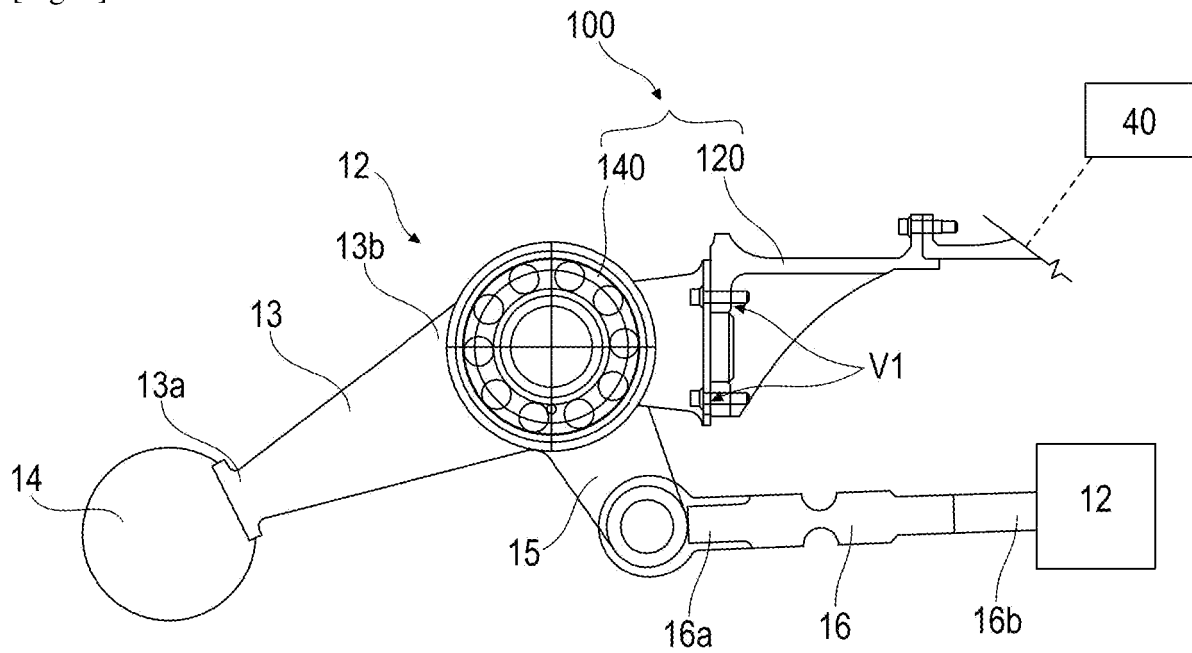
(d) répéter les étapes (b) et (c) pour toutes les chapes (140) de l'ensemble (100).

[Revendication 12] Procédé de réalisation selon la revendication 11, caractérisé en ce que le soudage de l'étape (c) est réalisé par friction linéaire.

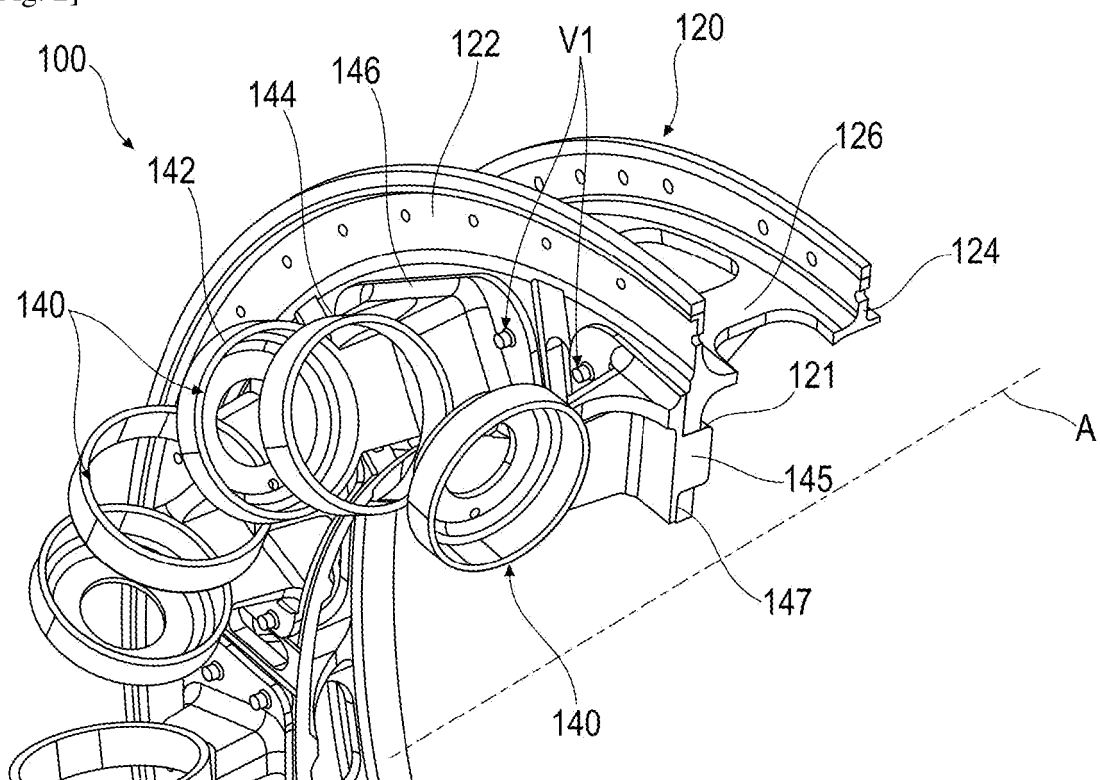
[Revendication 13] Procédé de réalisation selon la revendication 11 ou 12, caractérisé en ce que le procédé comprend en outre, avant l'étape (b), une étape (i) de préparation de surface des chapes (140) et/ou le carter annulaire (120).

[Revendication 14] Procédé selon l'une quelconque des revendications 11 à 13, caractérisé en ce qu'il comprend, après l'étape (c), une étape (ii) d'usinage d'un cordon de soudage formé au niveau de la liaison entre la chape (140) et le carter annulaire (120) à l'étape (c).

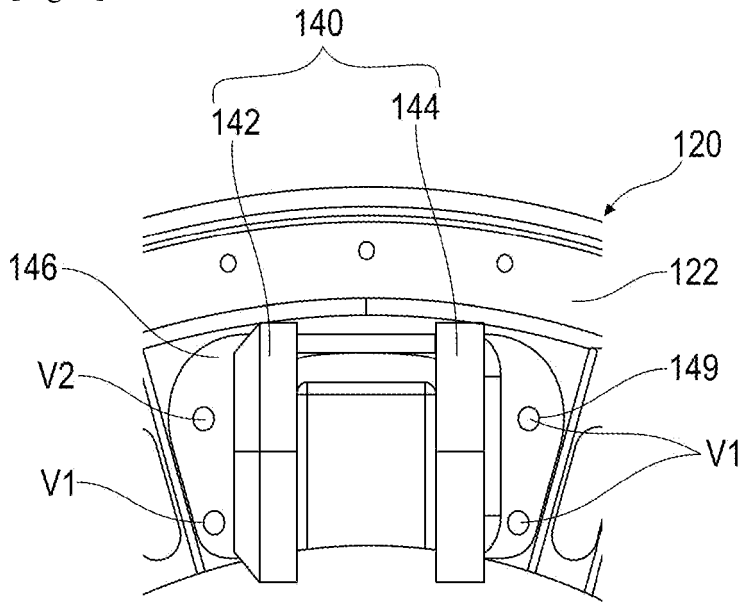
[Fig. 1]



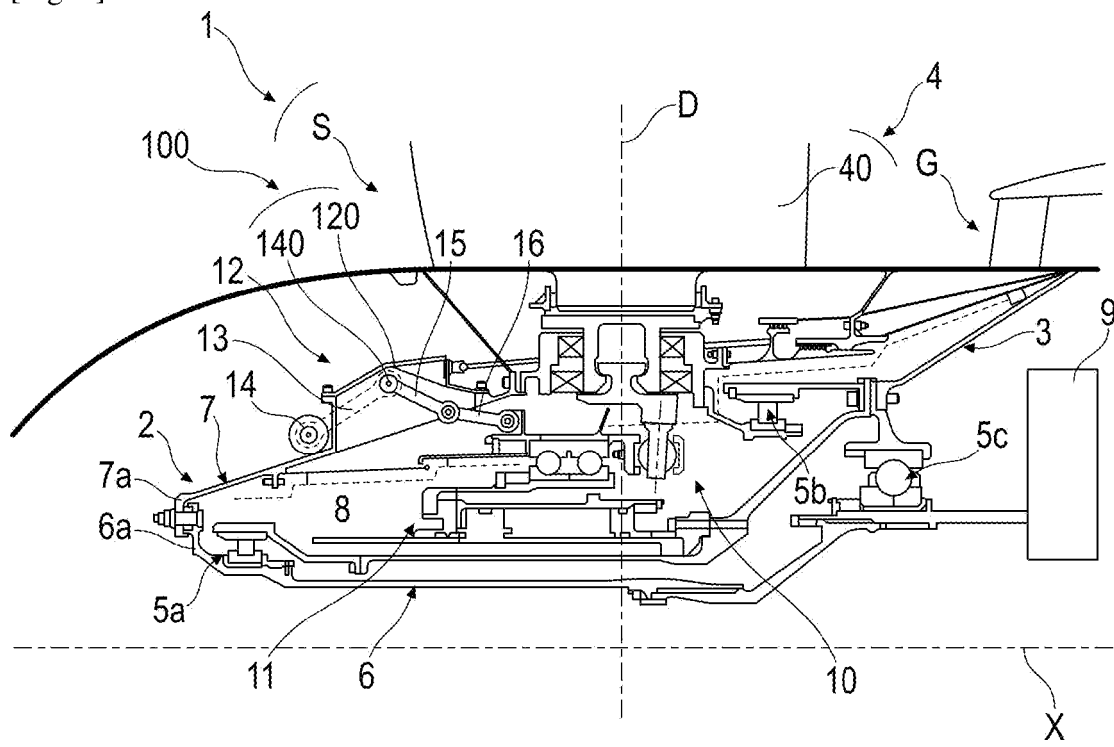
[Fig. 2]



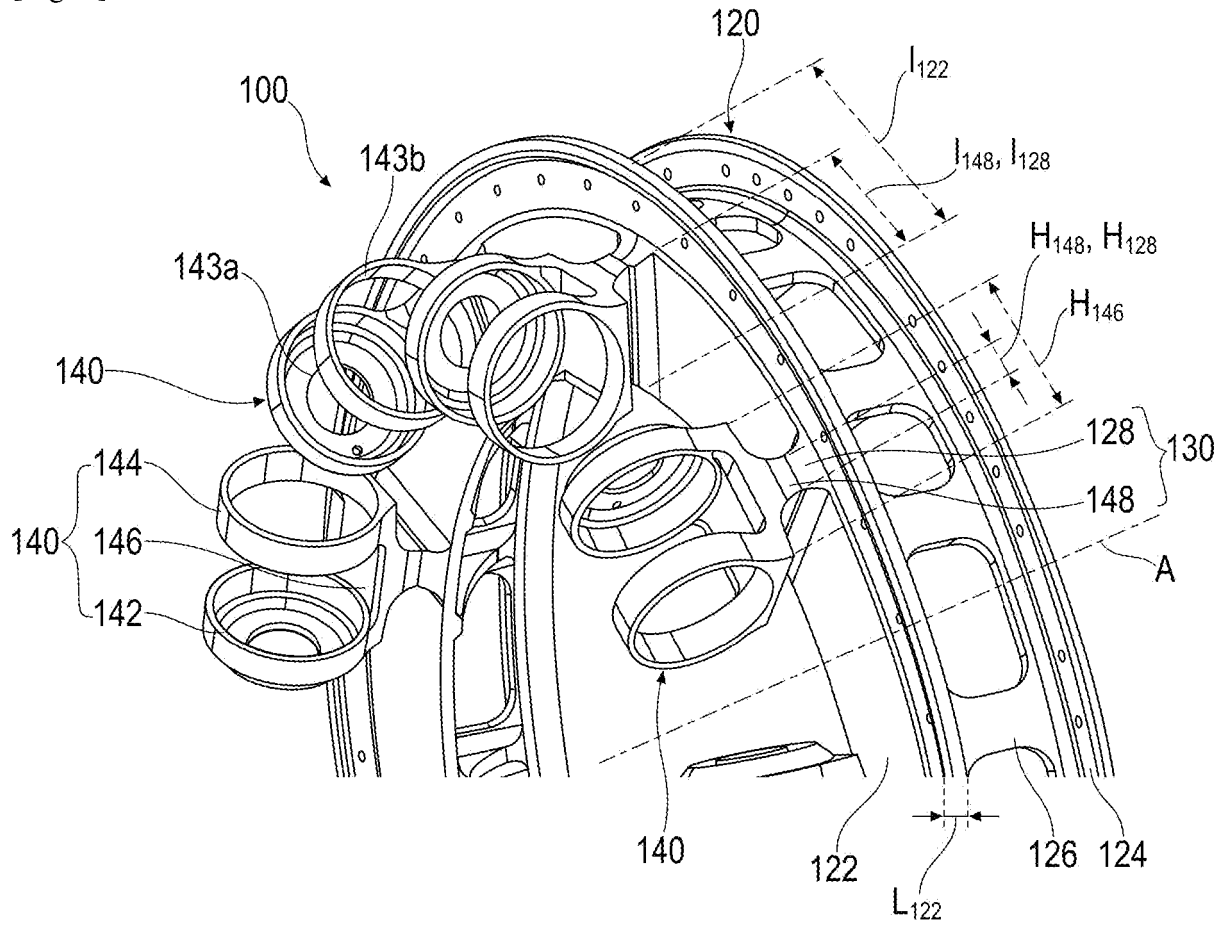
[Fig. 3]



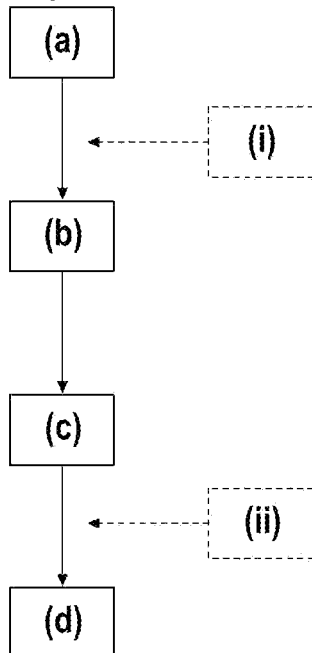
[Fig. 4]



[Fig. 5]



[Fig. 6]



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 910735
FR 2209031

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	FR 3 066 558 A1 (SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR]) 23 novembre 2018 (2018-11-23)	1, 7-14	B64C11/30 B64C11/06 B64C11/38 F01D7/02
A	* page 6, ligne 1 - page 17, ligne 25; figures *	2-6	
A	US 2 844 303 A (HELGE KRISTIANSSEN SVEND) 22 juillet 1958 (1958-07-22) * figure 5 *	1	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64C F04D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
30 mars 2023		Salentyng, Gérard	
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 2209031 FA 910735**

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 **30-03-2023**
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
FR 3066558	A1	FR 3066558 A1	23-11-2018
		GB 2564754 A	23-01-2019
		US 2018335046 A1	22-11-2018

US 2844303	A	AUCUN	
