

(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
27 novembre 2014 (27.11.2014)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/188121 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F01D 1/26 (2006.01) *F04D 19/02* (2006.01)
F01D 5/14 (2006.01) *F02C 3/067* (2006.01)
F02K 3/072 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2014/051181

(22) Date de dépôt international :
21 mai 2014 (21.05.2014)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1354557 21 mai 2013 (21.05.2013) FR

(71) Déposant : SNECMA [FR/FR]; 2 Boulevard du Général
Martial Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeur : VLASTUIN, Jonathan; Snecma PI (AJI),
Rond-Point René Ravaud - Réau, F-77550 Moissy-Cra-
mayel cedex (FR).

(74) Mandataires : BARBE, Laurent et al.; Gevers France, 41
avenue de Friedland, F-75008 Paris (FR).

(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, CZ, DE, DK, DM,
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,
HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR,
KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME,
MG, MK, MN, 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, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM,
TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM,
ZW.

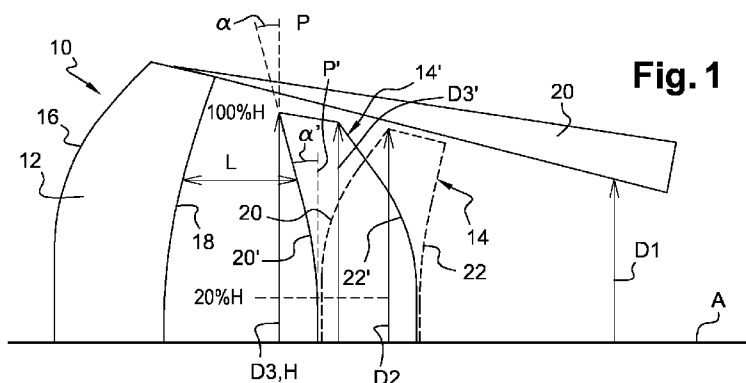
(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ,
UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ,
TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK,
EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV,
MC, 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))
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des
revendications, sera republiée si des modifications sont re-
çues (règle 48.2.h))

(54) Title : AIRCRAFT TURBOPROPELLER

(54) Titre : TURBOPROPULSEUR D'AÉRONEF



(57) Abstract : The invention relates to an aircraft turbopropeller (10) comprising two coaxial contra-rotating unducted propellers (12, 14'), upstream and downstream respectively, each propeller comprising an annular row of blades. The blades of the downstream propeller have a reverse sweep in relation to that of the blades of the upstream propeller. The turbopropeller is characterised in that the leading edges (20') of the blades of the downstream propeller extend radially outwards from downstream to upstream, at least over a radially outer portion of the blades.

(57) Abrégé : Turbopropulseur d'aéronef (10), comportant deux hélices (12, 14') coaxiales non carénées et contrarotatives, respectivement amont et aval, chaque hélice comprenant une rangée annulaire d'aubes, les aubes de l'hélice aval ayant une flèche inversée par rapport à celle des aubes de l'hélice amont, caractérisé en ce que les aubes de l'hélice aval ont leurs bords d'attaque (20') qui, au moins sur une partie radialement externe des aubes, s'étendent radialement vers l'extérieur en allant de l'aval vers l'amont.



WO 2014/188121 A1

TURBOPROPULSEUR D'AERONEF

DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention concerne un turbopropulseur d'aéronef comportant deux hélices coaxiales non carénées, respectivement amont et aval. Ce turbopropulseur est du type *open rotor* ou *unducted fan*.

ETAT DE L'ART

Un turbopropulseur de ce type comprend deux hélices comportant chacune une rangée annulaire d'aubes sensiblement radiales. Les hélices sont en général contrarotatives et entraînées en rotation par une turbine de puissance du turbopropulseur.

Ce type de turbopropulseur est particulièrement avantageux en termes de performance. Toutefois, un inconvénient majeur de ce type de turbopropulseur est le bruit qu'il génère, ce bruit étant notamment provoqué par l'interaction du sillage ou du tourbillon généré par les extrémités radialement externes des aubes de l'hélice amont avec les aubes de l'hélice aval.

On a déjà proposé une solution à ce problème, consistant à réduire le diamètre externe de l'hélice aval afin d'éviter que le sillage précité impacte l'hélice aval mais circule au contraire autour de celle-ci. Cette solution appelée « clipping » n'est toutefois pas satisfaisante d'un point de vue aérodynamique, car la charge du rotor augmente (de façon quadratique), ce qui pénalise le rendement. Par ailleurs, afin de répartir le surplus de chargement, une augmentation du nombre d'aubes de l'hélice aval, ou des cordes de ses aubes, est nécessaire, ce qui, d'un point de vue de la masse ou de l'encombrement n'est pas favorable.

Une solution à ce problème additionnel pourrait consister, durant la conception, à redistribuer la charge sur l'hélice amont. Cette solution ne serait toutefois pas satisfaisante car elle augmenterait de façon importante l'énergie véhiculée par le tourbillon marginal. D'un point de vue physique, la charge aérodynamique s'échappe sous forme d'une nappe tourbillonnaire d'intensité proportionnelle à la valeur de traction demandée au rotor de l'hélice. Plus la charge amont est élevée, plus cette nappe tourbillonnaire véhicule une énergie importante. L'impact de cette nappe sur une surface solide est l'origine majoritaire du bruit précité.

La présente invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique au problème précité.

EXPOSE DE L'INVENTION

L'invention propose un turbopropulseur d'aéronef, comportant deux hélices coaxiales non carénées et contrarotatives, respectivement amont et aval, chaque hélice comprenant une rangée annulaire d'aubes, les aubes de l'hélice aval ayant une flèche inversée par rapport à celle des aubes de l'hélice amont, caractérisé en ce que les aubes de l'hélice aval ont leurs bords d'attaque qui, au moins sur une partie radialement externe des aubes, s'étendent radialement vers l'extérieur en allant de l'aval vers l'amont.

Dans la technique antérieure, les aubes de l'hélice aval ont leurs bords d'attaque qui s'étendent radialement vers l'extérieur en allant de l'amont vers l'aval. La présente invention propose le contraire, c'est-à-dire que les flèches des aubes de l'hélice aval soient inversées par rapport à celles de la technique antérieure. Autrement dit, au lieu d'être courbées vers l'aval les parties d'extrémités radialement externes des aubes de l'hélice aval sont courbées vers l'amont.

Les turbulences précitées, générées par les extrémités radialement externes des aubes de l'hélice amont, ont en général une trajectoire linéaire le long de l'axe longitudinal du turbopropulseur, et une forme conique dont le sommet est orienté vers l'aval. Les turbulences sont donc situées sur une circonférence dont le diamètre diminue à mesure que l'on s'éloigne de l'hélice amont. Des analyses de trajectoire ont en outre démontrées que le tourbillon de l'hélice amont interagit avec les extrémités radialement externes des aubes de l'hélice aval, au niveau des bords de fuite de ces aubes. Le fait de courber les aubes de l'hélice aval vers l'amont plutôt que vers l'aval permet de conférer à l'hélice aval un diamètre externe plus grand sans risque d'interaction des turbulences avec cette hélice. La présente invention peut être associée à la technique antérieure du « clipping » pour réduire ce clipping ou, tout en maintenant un clipping donné, pour diminuer les interactions hélice amont / hélice aval en tête de pale. La présente invention permet ainsi de trouver un compromis entre une augmentation de rendement et une réduction des nuisances sonores.

Par ailleurs, la flèche inversée de l'hélice aval permet d'obtenir de meilleures performances dans le domaine transsonique. La présente invention permet d'augmenter le rendement haute vitesse pour un même bruit d'interaction que dans la technique antérieure, et de diminuer le bruit d'interaction pour un rendement haute vitesse au moins égal à celui de la technique antérieure.

Avantageusement, au moins la partie du bord d'attaque de chaque aube de l'hélice aval, s'étendant entre 50 et 90% (de préférence entre 30 et 95°, et plus préférentiellement entre 10 et 98%) de la hauteur ou dimension radiale de l'aube, s'étend radialement vers l'extérieur en allant de l'aval vers l'amont.

La partie radialement externe précitée peut être inclinée d'un angle α par rapport à un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal du turbopropulseur, cet angle α variant le long de cette partie et ayant une valeur absolue maximale au voisinage de l'extrémité radialement externe de l'aube. Cet angle α peut avoir une valeur absolue maximale comprise entre 20 et 40°.

Les aubes de l'hélice aval peuvent avoir des sommets ou extrémités radialement externes qui sont inclinés d'amont en aval radialement vers l'intérieur, de sorte que le diamètre externe des aubes, au niveau de leurs bords d'attaque, soit supérieur à ce diamètre, au niveau de leurs bords de fuite.

La distance axiale entre les bords de fuite des aubes de l'hélice amont et les bords d'attaque des aubes de l'hélice aval varie de préférence sur la hauteur ou dimension radiale des hélices et est minimale au niveau des extrémités radialement externes des hélices.

Les aubes de l'hélice amont peuvent avoir leur bords de fuite qui, au moins sur une partie radialement externe des aubes, s'étendent radialement vers l'extérieur en allant de l'amont vers l'aval.

DESCRIPTION DES FIGURES

L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une demi-vue très schématique en coupe axiale d'un turbopropulseur à doublet d'hélices contrarotatives ;
- la figure 2 est un graphe représentant la forme tridimensionnelle d'une aube à flèche arrière d'une hélice aval de turbopropulseur ;
- la figure 3 est un graphe représentant la forme tridimensionnelle d'une aube à flèche inversée (avant) d'une hélice aval de turbopropulseur ; et
- la figure 4 est un graphe représentant les flèches superposées des aubes des figures 2 et 3.

DESCRIPTION DETAILLEE

La figure 1 représente de manière très schématique un turbopropulseur 10 du type *open rotor* ou *unducted fan*, comprenant deux hélices coaxiales non carénées et contrarotatives, respectivement amont 12 et aval 14.

L'hélice amont 10 comprend une rangée annulaire d'aubes qui ont chacune une flèche arrière, c'est-à-dire qu'elles sont cambrées vers l'arrière ou vers l'aval du turbopropulseur (amont et aval faisant référence au sens d'écoulement des gaz dans le turbopropulseur, qui est dirigé de gauche à droite sur le dessin).

Chaque aube de l'hélice amont 12 comprend typiquement un bord 16 d'attaque et un bord 18 de fuite de l'air, les bords 16, 18 s'étendant ici d'amont en aval radialement vers l'extérieur, par rapport à l'axe longitudinal A du turbopropulseur.

Les extrémités radialement externes des aubes de l'hélice amont 12 génèrent un sillage 20 qui a une trajectoire sensiblement rectiligne le long de l'axe A et qui a une forme sensiblement conique dont le sommet est orienté vers l'aval. Le diamètre interne D1 de ce sillage diminue d'amont en aval le long de l'axe A.

Dans la technique antérieure représentée en traits pointillés, l'hélice aval 14 comprend une rangée annulaire d'aubes qui ont chacune une flèche arrière, c'est-à-dire qu'elles sont également cambrées vers l'aval. Les bords d'attaque 20 et de fuite 22 des aubes de l'hélice aval 14 s'étendent d'amont en aval radialement vers l'extérieur. Le « clipping » consiste à réduire le diamètre externe D2 de cette hélice aval 14 pour éviter que le sillage 20 impacte les aubes de cette hélice.

La présente invention apporte une autre solution au problème de nuisance sonore évoqué plus haut grâce à l'inversion des flèches des aubes de l'hélice aval.

L'hélice aval 14' du turbopropulseur selon l'invention, représentée en traits continus en figure 1, comprend une rangée annulaire d'aubes qui ont chacune une flèche avant, c'est-à-dire qu'elles sont cambrées vers l'amont. Les bords d'attaque 20' et de fuite 22' des aubes de l'hélice aval 14' s'étendent d'aval en amont radialement vers l'extérieur, ce qui permet d'augmenter le diamètre externe D3 de l'hélice ($D3 > D2$). Par ailleurs, le sommet de chaque aube de l'hélice aval 14' est incliné d'amont en aval vers l'intérieur si bien que le diamètre externe D3 de l'aube, au niveau de son bord d'attaque 20', est supérieur à celui D3' au niveau de son bord de fuite 22'.

Dans l'exemple représenté, les parties radialement internes des aubes ont une flèche sensiblement nulle ou faiblement orientée vers l'amont et les parties radialement externes des aubes ont une flèche avant plus marquée.

Cette flèche avant est obtenue par la position particulière du bord d'attaque 20' de chaque aube de l'hélice aval 14'. On définit l'angle α comme étant l'angle entre le bord d'attaque 20' et un plan P perpendiculaire à l'axe A. Cet angle α peut également être défini comme étant l'angle formé entre une droite passant par l'axe A et tangent à un point considéré du bord d'attaque et le plan P ou un axe radial. Cet angle est de préférence mesuré dans un plan passant par l'axe A et passant par le point considéré du bord d'attaque. En figure 1, l'angle α est mesuré par rapport au plan P et l'angle α' est mesuré par rapport au plan P'.

L'angle α varie le long de la hauteur ou dimension radiale de l'hélice 14'. La valeur absolue de l'angle α a son maximum à l'extrémité radialement externe de l'aube, cette valeur absolue maximale étant comprise entre 20 à 40°. L'angle α est sensiblement nul au niveau du pied de l'aube.

Dans l'exemple représenté, la partie du bord d'attaque 20' de chaque aube de l'hélice aval 14', s'étendant entre 20 et 100% de la hauteur H ou dimension radiale de l'aube, a un angle α négatif (non nul).

Dans le cas où l'extrémité radialement externe du bord d'attaque de chaque aube de l'hélice aval 14' serait reliée par un bord arrondi convexe au sommet de l'aube, la flèche de l'aube pourrait être considérée comme réorientée vers l'arrière à cette extrémité. La partie correspondante du bord d'attaque 20', par exemple s'étendant entre 98 et 100% de la hauteur de l'aube, pourrait alors avoir un angle α positif (non nul).

La distance axiale L entre les bords de fuite 18 des aubes de l'hélice amont 12 et les bords d'attaque 20' des aubes de l'hélice aval 14' varie le long de la hauteur H et atteint son minimum au niveau de la périphérie externe de l'hélice aval 14'.

La figure 2 représente de manière schématique la forme tridimensionnelle d'une aube à flèche arrière de la technique antérieure. La ligne 30 représente la ligne portante de l'aube et les lignes 32 et 34 représentent respectivement les bords d'attaque et de fuite 20 et 22 de cette aube. La flèche peut être définie comme étant la distance entre la ligne portante 30 et un axe radial, projetée dans le plan moyen de l'hélice.

La figure 3 représente de manière schématique la forme tridimensionnelle d'une aube à flèche inversée selon l'invention, la ligne 30' représentant la ligne portante de l'aube et les lignes 32', 34' représentent respectivement les bords d'attaque 20' et de fuite 22' de cette aube. Inverser la flèche d'une aube peut revenir à reconstruire l'aube en imposant d'avoir une loi égale à l'opposé de l'originale.

La figure 4 représente les flèches 36, 38, respectivement de l'aube à flèche arrière de la figure 2 et de l'aube à flèche inversée de la figure 3. Sur cette figure, l'angle α est en abscisse et la hauteur de l'hélice aval est en ordonnée.

Des essais ont permis de démontrer que les gains potentiels en termes de rendement peuvent être significatifs avec la présente invention. En haute vitesse ($M_0 = 0,73$ par exemple), à niveau de traction équivalent, la configuration avec flèche inversée sur l'hélice aval montre un gain de l'ordre de deux points de rendement au minimum, pouvant aller jusqu'à quatre points pour des niveaux de traction élevés. Si ces deux points de rendement peuvent être convertis en une augmentation de « clipping », il serait envisageable, selon l'état de l'art actuel, d'augmenter le « clipping » de 10% environ, ce qui permettrait une réduction significative du niveau acoustique de l'ensemble. En basse vitesse ($M_0 = 0,2$ par exemple), le gain en rendement reste substantiel. Ce qui est remarquable par le doublet d'hélices selon l'invention est notamment sa capacité à aller chercher de fortes tractions sans perte de rendement.

REVENDECATIONS

1. Turbopropulseur d'aéronef (10), comportant deux hélices (12, 14') coaxiales non carénées et contrarotatives, respectivement amont et aval, chaque hélice comprenant une rangée annulaire d'aubes, les aubes de l'hélice aval ayant une flèche inversée par rapport à celle des aubes de l'hélice amont, caractérisé en ce que les aubes de l'hélice aval ont leurs bords d'attaque (20') qui, au moins sur une partie radialement externe des aubes, s'étendent radialement vers l'extérieur en allant de l'aval vers l'amont.
2. Turbopropulseur selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'au moins la partie du bord d'attaque (20') de chaque aube de l'hélice aval (14'), s'étendant entre 50 et 90% de la hauteur ou dimension radiale de l'aube, s'étend radialement vers l'extérieur en allant de l'aval vers l'amont.
3. Turbopropulseur selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'au moins la partie du bord d'attaque (20') de chaque aube de l'hélice aval (14'), s'étendant entre 30 et 95% de la hauteur ou dimension radiale de l'aube, s'étend radialement vers l'extérieur en allant de l'aval vers l'amont.
4. Turbopropulseur selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'au moins la partie du bord d'attaque (20') de chaque aube de l'hélice aval (14'), s'étendant entre 10 et 98% de la hauteur ou dimension radiale de l'aube, s'étend radialement vers l'extérieur en allant de l'aval vers l'amont.
5. Turbopropulseur selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la partie radialement externe précitée est inclinée d'un angle α par rapport à un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal du turbopropulseur, cet angle α variant le long de cette partie et ayant une valeur absolue maximale au voisinage de l'extrémité radialement externe de l'aube.
6. Turbopropulseur selon la revendication 5, caractérisé en ce que l'angle α a une valeur absolue maximale comprise entre 20 et 40°.
7. Turbopropulseur selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que les aubes de l'hélice aval (14') ont des sommets ou extrémités radialement externes qui sont inclinés d'amont en aval radialement vers l'intérieur, de sorte que le diamètre externe (D3) des aubes, au niveau de leurs bords d'attaque, soit supérieur à ce diamètre (D3'), au niveau de leurs bords de fuite.

8. Turbopropulseur selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la distance axiale (L) entre les bords de fuite (18) des aubes de l'hélice amont (12) et les bords d'attaque (20') des aubes de l'hélice aval (14') varient sur la hauteur ou dimension radiale des hélices et est minimale au niveau des extrémités radialement externes des hélices.

9. Turbopropulseur selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que les aubes de l'hélice amont (12) ont leur bords de fuite (18) qui, au moins sur une partie radialement externe des aubes, s'étendent radialement vers l'extérieur en allant de l'amont vers l'aval.

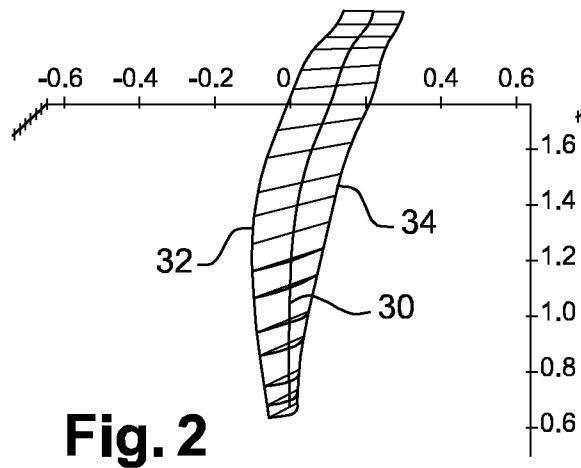
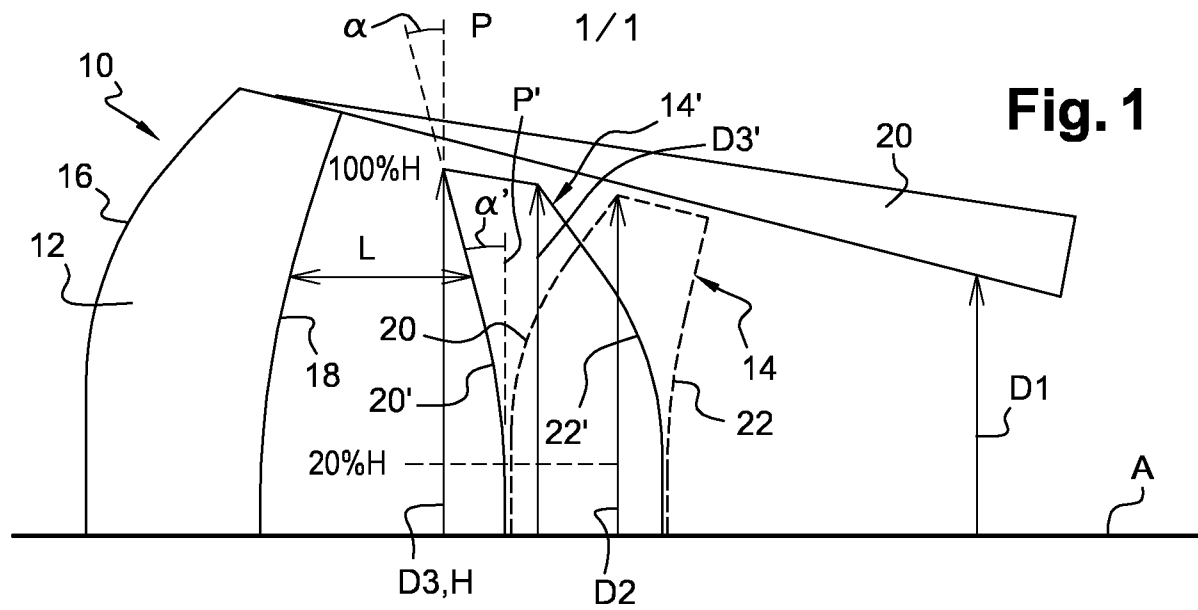


Fig. 2

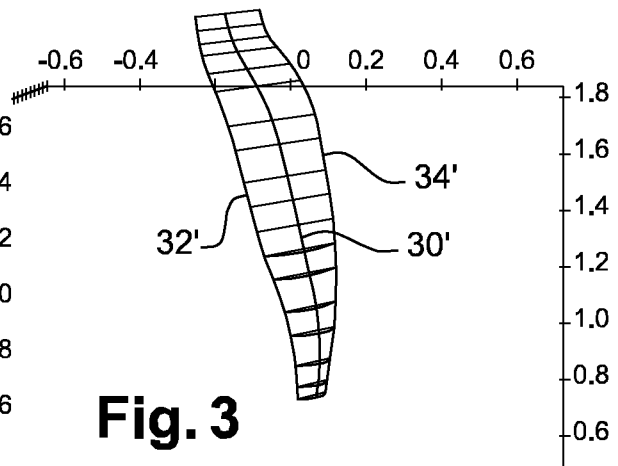


Fig. 3

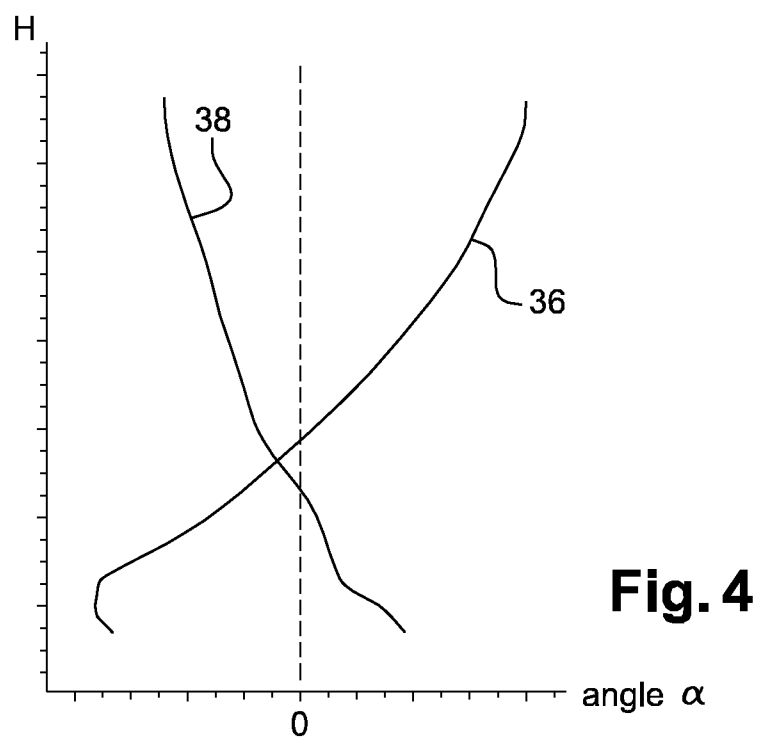


Fig. 4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2014/051181

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. F01D1/26 F01D5/14
ADD. F02K3/072 F04D19/02 F02C3/067

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)

F01D F02K F04D F02C

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, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 5 054 998 A (DAVENPORT FRANKLYN J [US]) 8 October 1991 (1991-10-08) column 6, line 4 - line 24; figure 4 -----	1-9



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

4 September 2014

Date of mailing of the international search report

15/09/2014

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Lutoschkin, Eugen

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2014/051181

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 5054998	A	08-10-1991	NONE

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2014/051181

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F01D1/26 F01D5/14 ADD. F02K3/072 F04D19/02 F02C3/067		
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) F01D F02K F04D F02C		
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, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	US 5 054 998 A (DAVENPORT FRANKLYN J [US]) 8 octobre 1991 (1991-10-08) colonne 6, ligne 4 - ligne 24; figure 4 -----	1-9
☐ 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	
4 septembre 2014	15/09/2014	
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 Lutoschkin, Eugen

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

PCT/FR2014/051181

Formulaire PCT/ISA/210 (annexe familles de brevets) (avril 2005)