(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

PARIS

(11) **N° de publication :** **2 999 151**

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

(21) **N° d'enregistrement national :** **12 61805**

(51) Int Cl[8] : ***B 64 C 11/18*** *(2013.01)*

(12) DEMANDE DE BREVET D'INVENTION A1

(22) **Date de dépôt :** 07.12.12.

(30) **Priorité :**

(43) **Date de mise à la disposition du public de la demande :** 13.06.14 Bulletin 14/24.

(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 :**

(71) **Demandeur(s) :** *SNECMA* — FR.

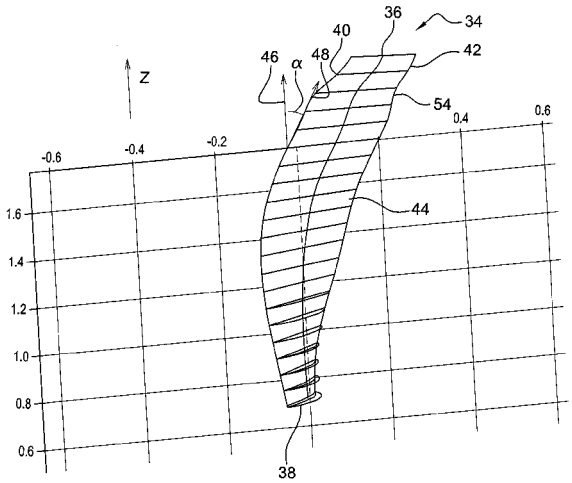
(72) **Inventeur(s) :** VLASTUIN JONATHAN et DEJEU CLEMENT, MARCEL, MAURICE.

(73) **Titulaire(s) :** SNECMA.

(74) **Mandataire(s) :** ERNEST GUTMANN YVES PLASSERAUD SAS Société par actions simplifiée.

(54) PALE D'HELICE POUR TURBOMACHINE.

(57) L'invention concerne une pale (34) d'hélice s'étendant radialement entre un pied d'aube (38) et une tête de pale (36), et comprenant un bord d'attaque (40) et un bord de fuite (42), ainsi qu'une face d'intrados et une face d'extrados. Selon l'invention, le long du bord d'attaque (40), l'angle (α) entre la direction radiale et une tangente au bord d'attaque passe par un maximum local z_{max} situé entre 60 et 80 % de la hauteur de pale (34). De plus, la face d'extrados de la pale (34) comprend un renfoncement (54) s'étendant axialement depuis le bord d'attaque (40) jusqu'au bord de fuite et localisé sur la hauteur de pale (34) entre le maximum local z_{max} et la tête de pale (34).



FR 2 999 151 - A1

PALE D'HELICE POUR TURBOMACHINE

La présente invention concerne une pale d'hélice pour une turbomachine ainsi qu'une hélice non carénée comprenant une pluralité de pale et une turbomachine équipée d'une telle hélice.

Une turbomachine de ce type comprend deux hélices externes coaxiales et contrarotatives, respectivement amont et aval, qui sont entraînées en rotation par une turbine de la turbomachine et qui s'étendent sensiblement radialement à l'extérieur de la nacelle de la turbomachine.

Ce type de turbomachine à deux hélices contrarotatives non carénées présente un potentiel très important de diminution de la consommation de carburant par rapport aux turboréacteurs à double flux actuels. Toutefois, ces dispositifs à hélices rapides coaxiales, contrarotatives et non carénées présentent l'inconvénient d'émissions sonores relativement élevées.

Un des principaux facteurs contribuant à ces émissions sonores réside dans l'interaction entre les hélices contrarotatives, et en particulier dans l'impact des tourbillons de tête de pale de la première hélice, emportés dans le sens d'écoulement du fluide propulsif, contre les pales de la deuxième hélice en aval.

Pour remédier à cet inconvénient, il a été proposé de réduire la dimension radiale de la seconde hélice de façon à ce que les tourbillons générés par les pales de la première hélice passent radialement à l'extérieur des bouts de pales de la seconde hélice aval. Cette solution induit une réduction du rendement propulsif qui n'est pas souhaitable.

Dans une autre solution proposée dans le document FR2935349, un flux d'air est injecté dans les pales de la première hélice et débouche en tête de pale de manière à affaiblir le tourbillon généré par la première hélice. Dans encore une autre solution décrite dans le document EP2287072, l'air débouchant en tête de pale génère un second tourbillon co-rotatif avec le premier tourbillon et apte à déstabiliser par friction le

premier tourbillon.

Dans le document FR1153315 de la demanderesse, il a été proposé de faire varier l'inclinaison du bord d'attaque par rapport à une direction radiale de manière à ce que celle-ci passe par un maximum local dans la partie supérieure de la pale. Cette forme particulière du bord d'attaque de la pale permet de générer un second tourbillon tournant dans le même sens que le tourbillon de tête de pale. Ce second tourbillon se propage sur la face d'extrados de la pale vers l'aval et radialement vers l'extérieur puis interagit avec le tourbillon formé en tête de pale. La friction mutuelle des deux tourbillons dissipe leur énergie et les déstabilise, permettant une réduction des émissions sonores qui sont particulièrement importantes au décollage du fait des vitesses de rotation importantes des hélices.

Toutefois, le second tourbillon est généré en permanence et diminue les performances aérodynamiques et propulsives des deux hélices contra-rotatives sur toutes les phases de vol et en particulier en régime de croisière.

Enfin, il est connu du document WO2012/080669 de la demanderesse de former un renfoncement sur la face d'extrados d'une aube de turbine de manière à réduire le tourbillon formé entre l'extrémité de l'aube de turbine et un carter externe.

La présente invention a pour but d'améliorer le rendement propulsif d'une pale d'hélice sur toute sa plage de fonctionnement tout en limitant les nuisances sonores dues à la formation de tourbillons.

A cette fin, elle propose une pale d'hélice s'étendant radialement entre un pied d'aube et une tête de pale, et comprenant un bord d'attaque et un bord de fuite, ainsi qu'une face d'intrados et une face d'extrados, caractérisée en ce que, le long du bord d'attaque, l'angle entre la direction radiale et une tangente au bord d'attaque passe par un maximum local z_{max} situé entre 60 et 80 % de la hauteur de pale et en ce que la face d'extrados de la pale comprend un renfoncement à surface concave s'étendant axialement depuis le bord d'attaque jusqu'au bord de fuite et localisé sur la

hauteur de pale entre le maximum local z_{max} et la tête de pale.

L'inclinaison du bord d'attaque situé entre 60 et 80% de la hauteur de la pale permet d'induire la formation d'un second tourbillon en plus du premier tourbillon généré en tête de pale. Ce second tourbillon généralement corotatif par rapport au premier tourbillon se développe sur la face d'extrados de la pale et est guidé dans le renfoncement concave de la face d'extrados de la pale. L'intégration d'un renfoncement concave à la pale permet à faible vitesse de déplacement de l'avion, par exemple au décollage à environ 0,2 Mach, de guider le second tourbillon jusqu'en aval de la pale. A la différence de la technique antérieure, le second tourbillon interagit avec le premier tourbillon en aval de la pale, ce qui conduit à une meilleure interaction des premier et second tourbillons et permet ainsi de réduire les nuisances acoustiques émises à proximité du sol.

A vitesse de croisière, par exemple environ 0,7 Mach, les lignes de flux d'air sur la face d'extrados de la pale sont sensiblement parallèles, ce qui indique qu'aucun tourbillon secondaire n'est généré sur la face d'extrados. Il s'ensuit que le rendement propulsif de l'hélice est amélioré en vitesse de croisière.

L'invention permet ainsi de combiner l'avantage d'une réduction des nuisances sonores lorsque les pales tournent à haute vitesse avec un bon rendement propulsif en vitesse de croisière.

Avantageusement, le maximum local précité est situé à environ 70% de la hauteur de pale.

Dans une réalisation préférée de l'invention, le renfoncement a une largeur, mesurée selon la hauteur de pale, qui est comprise entre 15 et 20% de la hauteur de pale.

Le fond du renfoncement est avantageusement positionné entre 75 et 90 % de la hauteur de la pale.

Selon une autre caractéristique de l'invention, le renfoncement a une profondeur, mesurée dans une direction tangentielle, qui croit du bord d'attaque vers le bord de fuite, ce qui permet de mieux guider le second

tourbillon vers le premier tourbillon et d'améliorer leur interaction en aval de la pale.

L'invention concerne également une hélice non carénée pour une turbomachine, comprenant une pluralité de pales du type décrit ci-dessus, ces pales étant régulièrement réparties autour de l'axe de l'hélice.

L'invention concerne encore une turbomachine, telle qu'un turbopropulseur ou un turboréacteur d'avion, comprenant au moins une hélice non carénée du type décrit précédemment.

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

- la figure 1 est une vue schématique en coupe axiale d'une turbomachine à hélices non carénées ;
- la figure 2A est une représentation schématique en perspective d'une pale selon l'invention et vue selon une direction orientée vers la face d'intrados de la pale ;
- la figure 2B est une représentation schématique en perspective d'une pale selon l'invention depuis le bord d'attaque ;
- la figure 2C est une représentation schématique en perspective d'une pale selon l'invention depuis le bord de fuite ;
- la figure 3 est une représentation schématique de la formation de deux tourbillons et leur interaction ;
- la figure 4 est une vue schématique depuis l'amont et vers l'aval de l'interaction de deux tourbillons générés par la pale selon l'invention ;
- la figure 5 représente les lignes de flux d'air sur la face d'extrados de la pale lors d'une phase de croisière ;
- la figure 6 est un graphe représentant l'évolution sur la hauteur de la pale de l'angle d'incidence de l'air par rapport à la corde de la pale et mesurée au niveau du bord d'attaque de la pale, en fonctionnement en régime de croisière ;

- la figure 7 est un graphe représentant l'évolution sur la hauteur de la pale de l'angle d'incidence de l'air par rapport à la corde de la pale et mesurée au niveau du bord d'attaque de la pale en fonctionnement à un régime correspondant au décollage ;
- la figure 8 est un graphe représentant l'évolution du coefficient de finesse sur la hauteur de la pale, en régime de croisière.

On se réfère tout d'abord à la figure 1 représentant une turbomachine 10 à hélices non carénées connue sous l'acronyme anglais « open rotor » ou « unducted fan » qui comporte d'amont en aval, dans le sens d'écoulement des gaz à l'intérieur de la turbomachine, un compresseur 12, une chambre annulaire de combustion 14, une turbine haute-pression 16, et deux turbines basse-pression 18, 20 qui sont contrarotatives, c'est-à-dire qui tournent dans deux sens opposés autour de l'axe longitudinal X de la turbomachine.

Chacune de ces turbines aval 18, 20 entraîne en rotation une hélice externe 22, 24 s'étendant radialement à l'extérieur de la nacelle 26 de la turbomachine, cette nacelle 26 étant sensiblement cylindrique et s'étendant le long de l'axe A autour du compresseur 12, de la chambre de combustion 14, et des turbines 16, 18 et 20.

Le flux d'air 28 qui pénètre dans la turbomachine est comprimé puis est mélangé à du carburant et brûlé dans la chambre de combustion 14, les gaz de combustion passant ensuite dans les turbines pour entraîner en rotation les hélices 22, 24 qui fournissent la majeure partie de la poussée générée par la turbomachine. Les gaz de combustion sortant des turbines sont expulsés à travers une tuyère 32 (flèches 30) pour augmenter la poussée.

Les hélices 22, 24 sont disposées coaxialement l'une derrière l'autre et comportent une pluralité de pales régulièrement réparties autour de l'axe A de la turbomachine. Ces pales s'étendent sensiblement radialement et sont avantageusement à calage variable, c'est-à-dire qu'elles peuvent

tourner autour de leurs axes de façon à optimiser leurs positions angulaires en fonction des conditions de fonctionnement de la turbomachine.

Dans la configuration représentée en figure 1, la turbomachine est dite à configuration « pousseur ». Alternativement, dans une configuration dite « tracteur » (non représentée), les hélices 22, 24 sont situées en amont de la nacelle.

La figure 2A représente une pale 34 selon l'invention s'étendant radialement selon une direction Z entre une tête de pale 36 et un pied d'aube 38, longitudinalement entre un bord d'attaque 40 et un bord de fuite 42 et tangentiellement entre une face d'intrados 44 et une face d'extrados, seule la face d'extrados étant visible sur la figure 2.

Comme représenté en figure 2A, l'angle α entre la direction radiale 46 et une tangente 48 au bord d'attaque 40 passe par un maximum local situé entre environ 60 et 80 % de la hauteur de pale, ce qui permet de générer un second tourbillon 50 apte à interagir avec un premier tourbillon 52 généré au niveau de la tête de pale 36. Les premier et second tourbillons 50, 52 sont représentés sur les figures 3 et 4. Le second tourbillon 50 s'écoule sur la face d'extrados de la pale 34 (figure 3) et tourne dans le même sens que le premier tourbillon 52. La friction mutuelle des deux tourbillons 50, 52 dissipe leur énergie et les déstabilise, permettant une réduction des émissions sonores.

Dans une réalisation particulière de l'invention, le maximum local de l'angle α est situé à environ 75% de la hauteur de pale.

Selon l'invention, la face d'extrados de la pale 34 comprend également un renfoncement 54 de forme concave s'étendant axialement depuis le bord d'attaque 40 jusqu'au bord de fuite 42 et localisé sur la hauteur de la pale 34 entre le maximum local z_{max} et la tête de pale 36 (figure 2A).

La largeur du renfoncement 54, mesurée selon la hauteur de la pale 34, est sensiblement constante et est de l'ordre de 15 à 20 % de la hauteur de la pale 34.

Le fond du renfoncement 54 est positionné entre environ 75 et 90 % de la hauteur de la pale 34.

La pale 34 selon l'invention permet ainsi d'avoir un bon guidage du second tourbillon, généré au niveau de la cassure à la hauteur z_{max}, dans le renfoncement concave 54 de la face d'extrados de la pale 34.

L'intégration d'un renfoncement concave 54 à la pale permet à faible vitesse, par exemple au décollage à environ 0,2 Mach, de guider le second tourbillon 50 jusqu'en aval de la pale où il interagit avec le premier tourbillon 52 de tête de pale 36, conduisant à une réduction des nuisances acoustiques émises à proximité du sol (figure 3) par rapport à la technique antérieure où l'interaction entre les premier et second tourbillons se produit axialement entre le bord d'attaque et le bord de fuite.

A vitesse de croisière, par exemple environ 0,7 Mach, les lignes 62 de flux d'air sur la face d'extrados de la pale 34 sont sensiblement parallèles, ce qui indique qu'aucun tourbillon secondaire n'est généré sur la face d'extrados de la pale 34. Il s'ensuit que le rendement propulsif de l'hélice est amélioré (figure 5).

La figure 6 représente l'évolution sur la hauteur de la pale de l'angle β d'incidence de l'air par rapport à la corde de la pale, en fonctionnement en régime de croisière. Cet angle est mesuré sur toute la hauteur h de la pale 34. La figure 7 représente une courbe similaire à celle de la figure 8 mais en fonctionnement à un régime correspondant au décollage. Sur les figures 8 et 9, la hauteur est normalisée par rapport à la hauteur totale de la pale.

Sur la figure 6, au régime de croisière, on observe qu'entre 75 et 90 % de la hauteur de la pale correspondant à la position du renfoncement concave, l'angle d'incidence diminue par rapport à l'angle d'incidence représenté en traits pointillés 64 d'une pale qui ne comprendrait pas de renfoncement concave. Cette diminution de l'angle d'incidence dans la zone du renfoncement démontre une augmentation du rendement propulsif de cette partie de la pale 34 par rapport à une pale sans renfoncement.

Sur la figure 7, au régime de décollage, on observe une diminution de l'angle d'incidence dans la zone du renfoncement par rapport à l'angle d'incidence représenté en traits pointillés 66 d'une pale sans renfoncement.

La figure 8 représente l'évolution du coefficient de finesse en abscisse sur la hauteur normalisée de la pale en ordonnée, au régime de croisière. Le coefficient de finesse d'une pale correspond au rapport de sa portance sur sa trainée aérodynamique sur la hauteur de la pale. Le coefficient de finesse F renseigne ainsi la capacité de propulsion locale de la pale en fonction de sa hauteur. Sur cette figure, on observe un pic 68 du coefficient de finesse dans la zone de la pale correspondant au renfoncement de la face d'extrados de la pale 34 démontrant ainsi que dans cette zone la capacité de propulsion de la pale 34 est améliorée.

REVENDICATIONS

1. Pale (34) d'hélice s'étendant radialement entre un pied d'aube (38) et une tête de pale (36), et comprenant un bord d'attaque (40) et un bord de fuite (42), ainsi qu'une face d'intrados et une face d'extrados, caractérisée en ce que, le long du bord d'attaque (40), l'angle (α) entre la direction radiale et une tangente au bord d'attaque passe par un maximum local z_{max} situé entre 60 et 80 % de la hauteur de pale (34) et en ce que la face d'extrados de la pale (34) comprend un renfoncement (54) à surface concave s'étendant axialement depuis le bord d'attaque (40) jusqu'au bord de fuite et localisé sur la hauteur de pale (34) entre le maximum local z_{max} et la tête de pale (34).

2. Pale selon la revendication 1, caractérisée en ce que le maximum local est situé à environ 75% de la hauteur de pale (34).

3. Pale selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que le renfoncement (54) a une largeur, mesurée selon la hauteur de pale (34), sensiblement constante.

4. Pale selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que le renfoncement (54) a une largeur, mesurée selon la hauteur de pale, qui est comprise entre 15 et 20% de la hauteur de pale (34).

5. Pale selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que le fond du renfoncement (54) est positionné entre 75 et 90 % de la hauteur de la pale (34).

6. Pale selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que le renfoncement (54) a une profondeur, mesurée dans une direction tangentielle, qui croit du bord d'attaque (40) vers le bord de fuite (42).

7. Hélice non carénée pour une turbomachine, caractérisée en ce qu'elle comprend une pluralité de pales (34) selon l'une des revendications précédentes.

8. Turbomachine, telle qu'un turbopropulseur ou un turboréacteur d'avion, caractérisée en ce qu'elle comprend au moins une hélice non carénée selon la revendication 7.

5

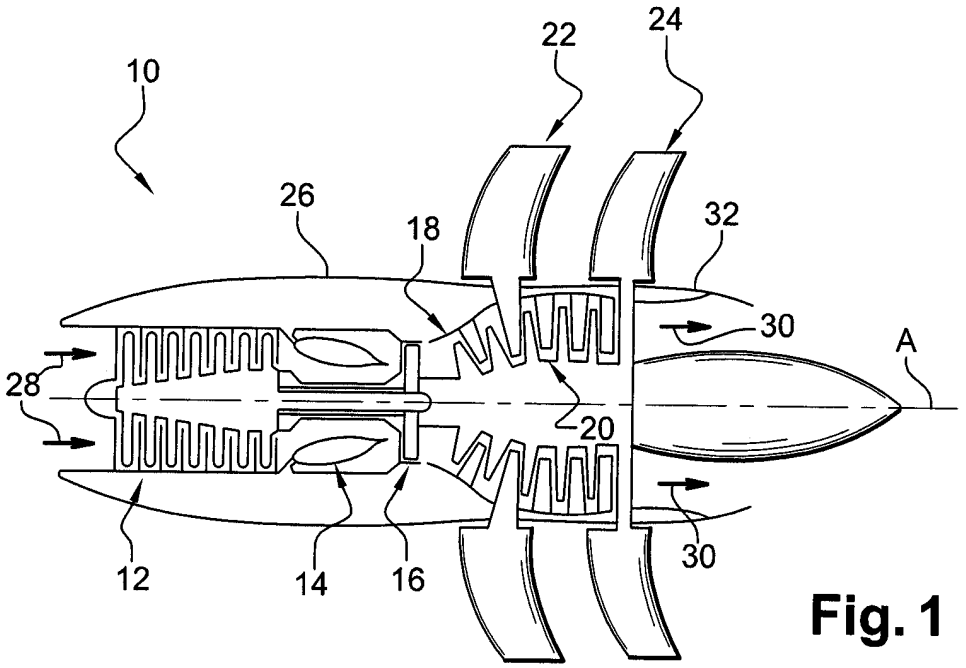

10
22
24
26
18
32
30
A
28
20
12
14
16
30

Fig. 1

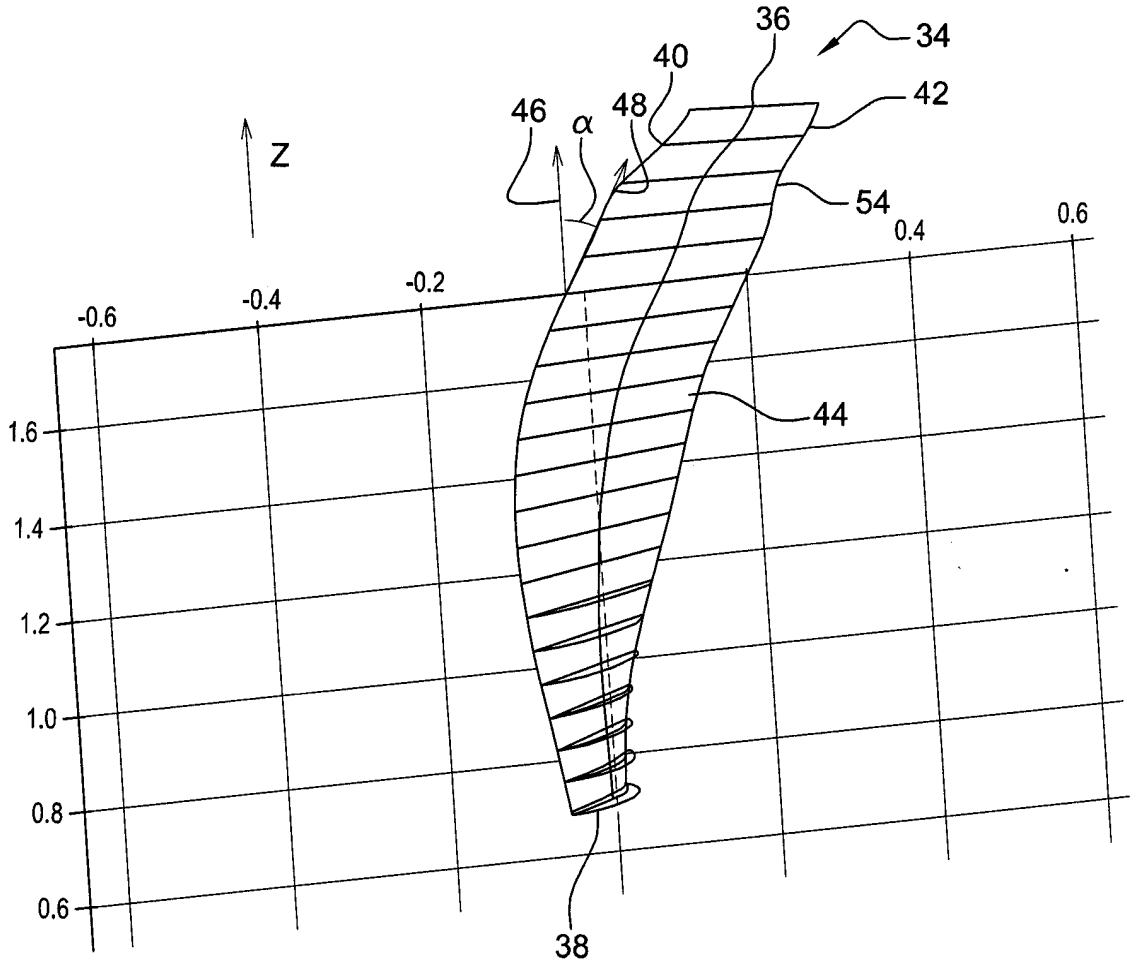

36
34
40
42
46
α
48
Z
54
0.6
0.4
-0.6
-0.4
-0.2
44
1.6
1.4
1.2
1.0
0.8
0.6
38

Fig. 2A

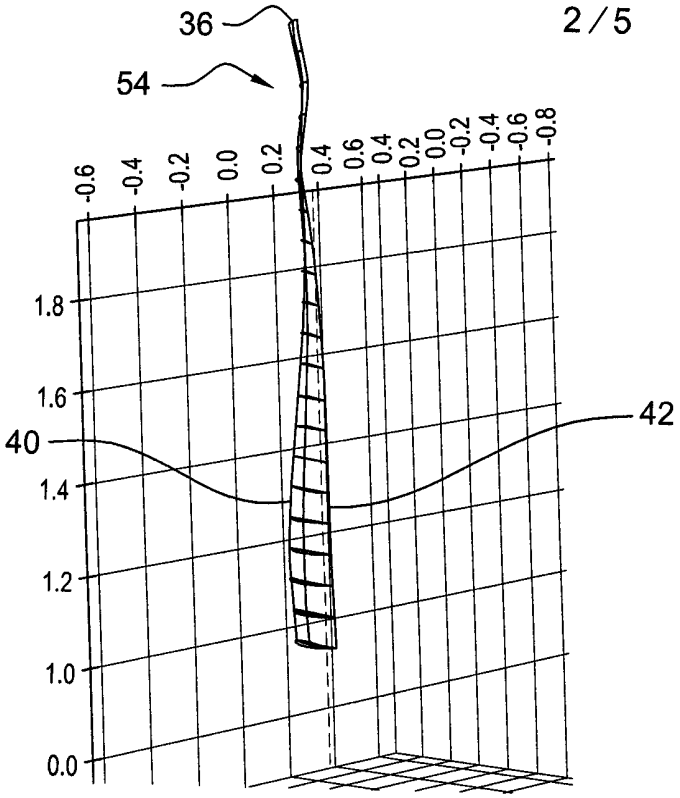

36
54
-0.6
-0.4
-0.2
0.0
0.2
0.4
0.6
0.4
0.2
0.0
-0.2
-0.4
-0.6
-0.8
1.8
1.6
40
1.4
1.2
1.0
0.0
42

Fig. 2B

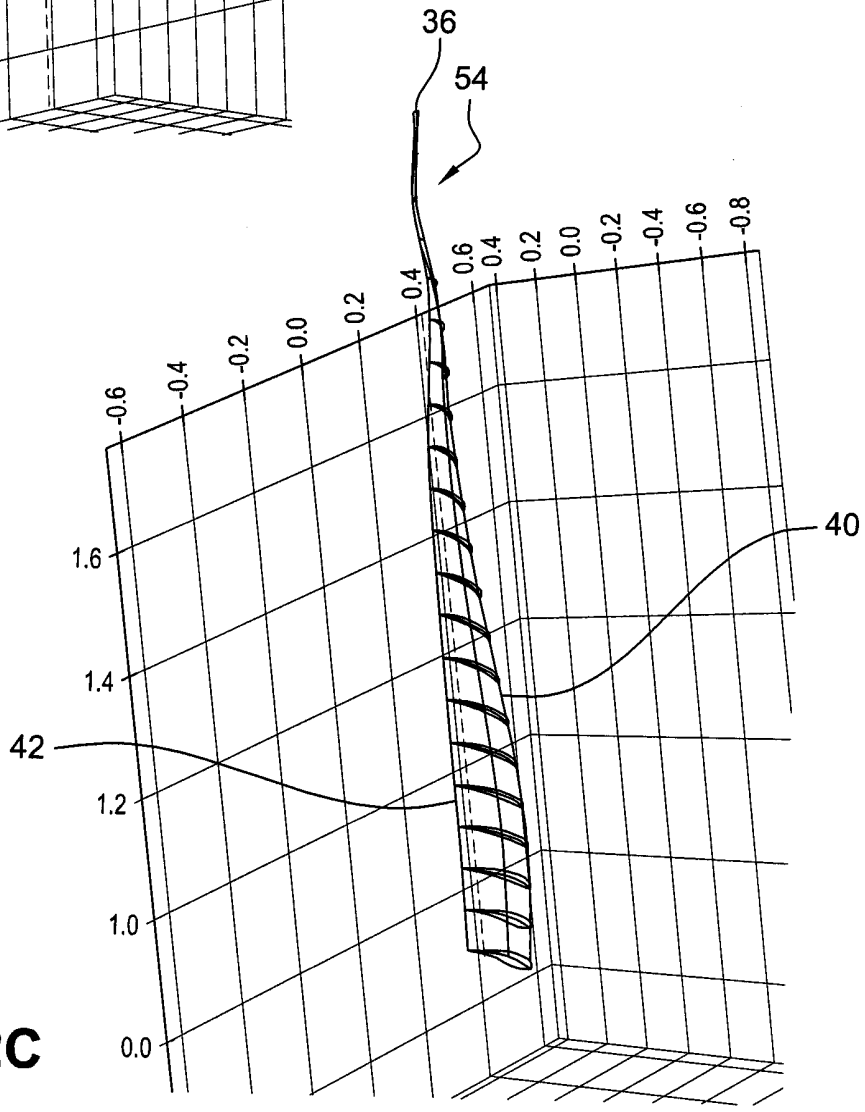

36
54
-0.6
-0.4
-0.2
0.0
0.2
0.4
0.6
0.4
0.2
0.0
-0.2
-0.4
-0.6
-0.8
1.6
1.4
42
1.2
1.0
0.0
40

Fig. 2C

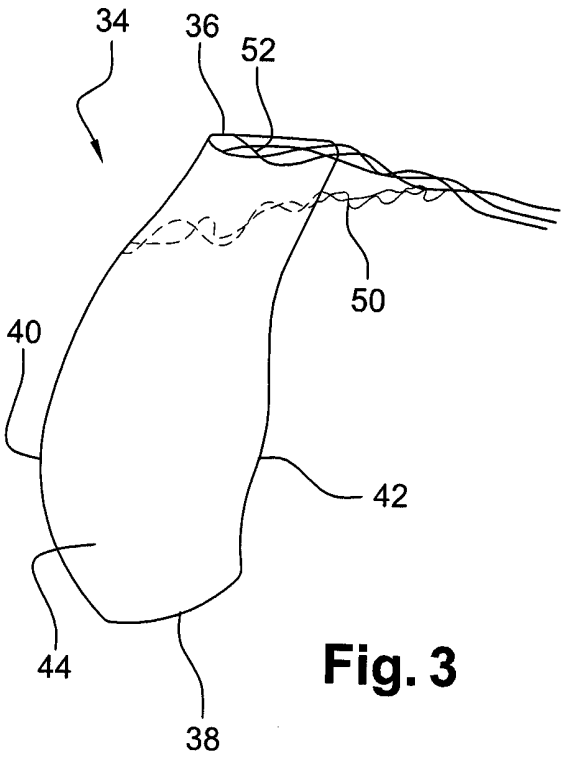


Fig. 3

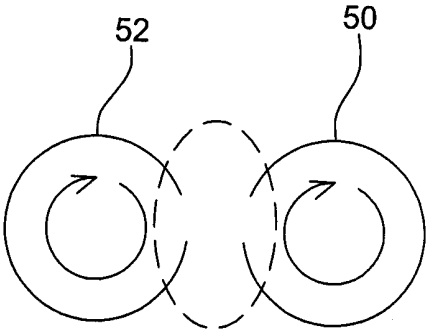


Fig. 4

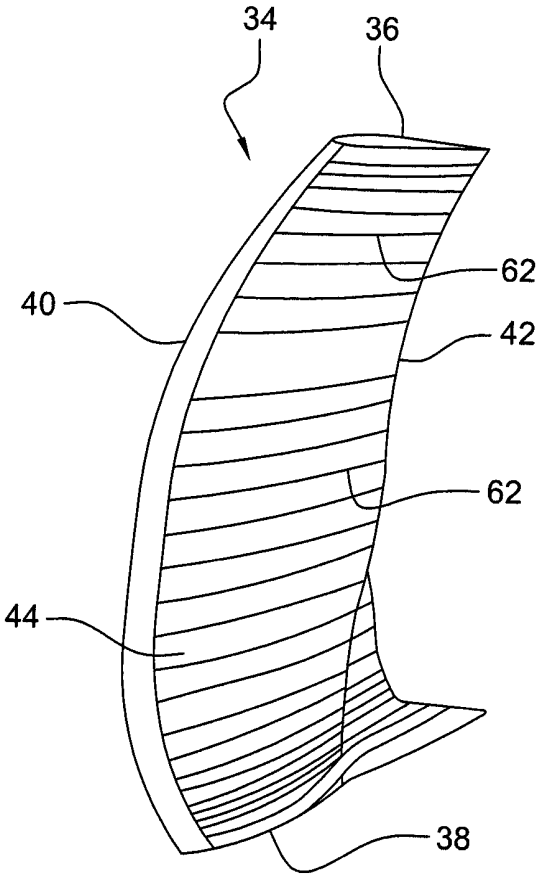


Fig. 5

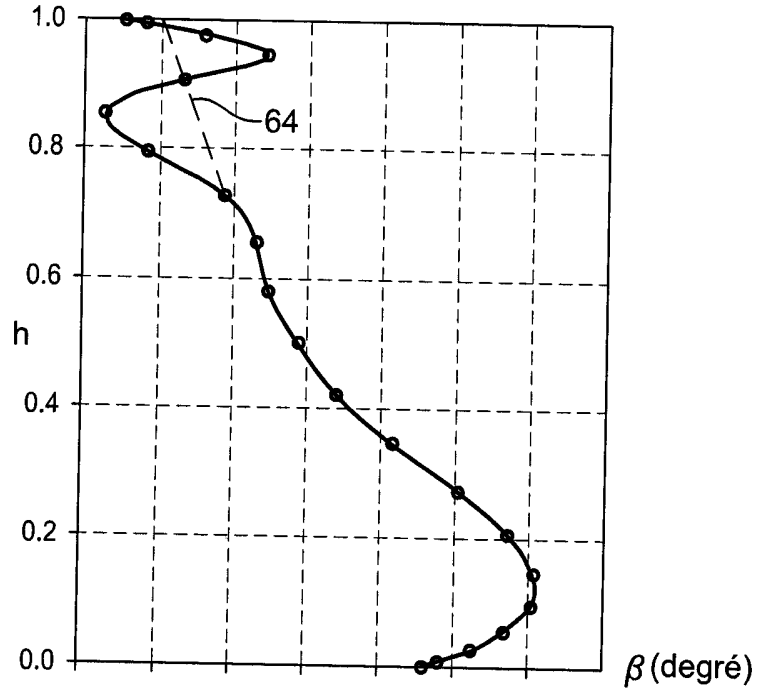

1.0
0.8
0.6
h
0.4
0.2
0.0
64
β (degré)

Fig. 6

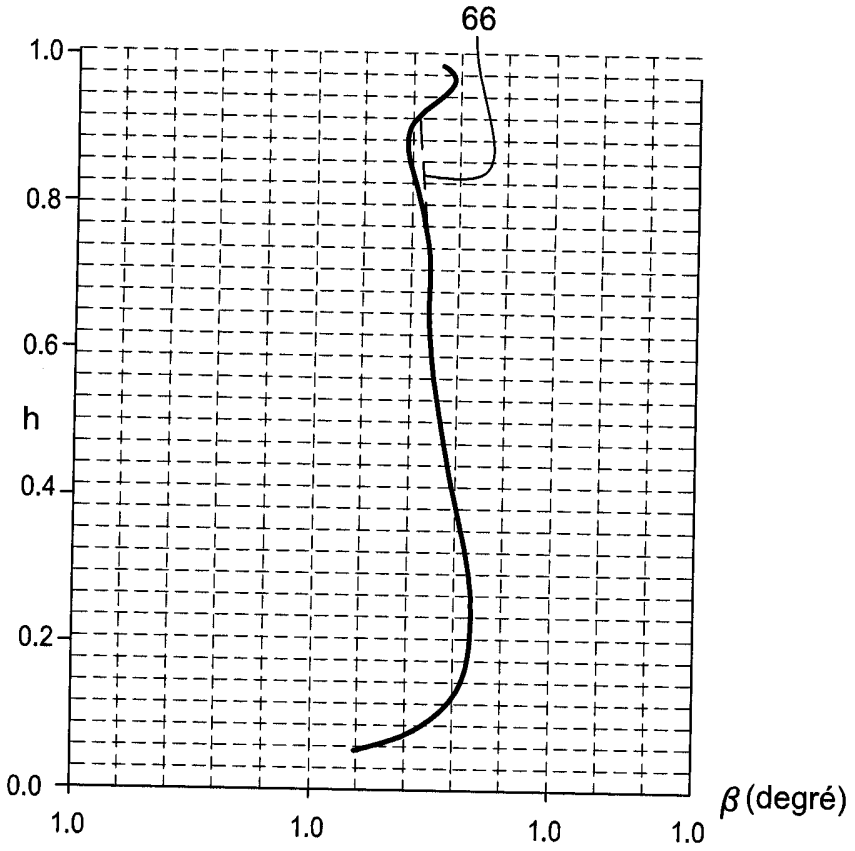

66
1.0
0.8
0.6
h
0.4
0.2
0.0
1.0
1.0
1.0
1.0
β (degré)

Fig. 7

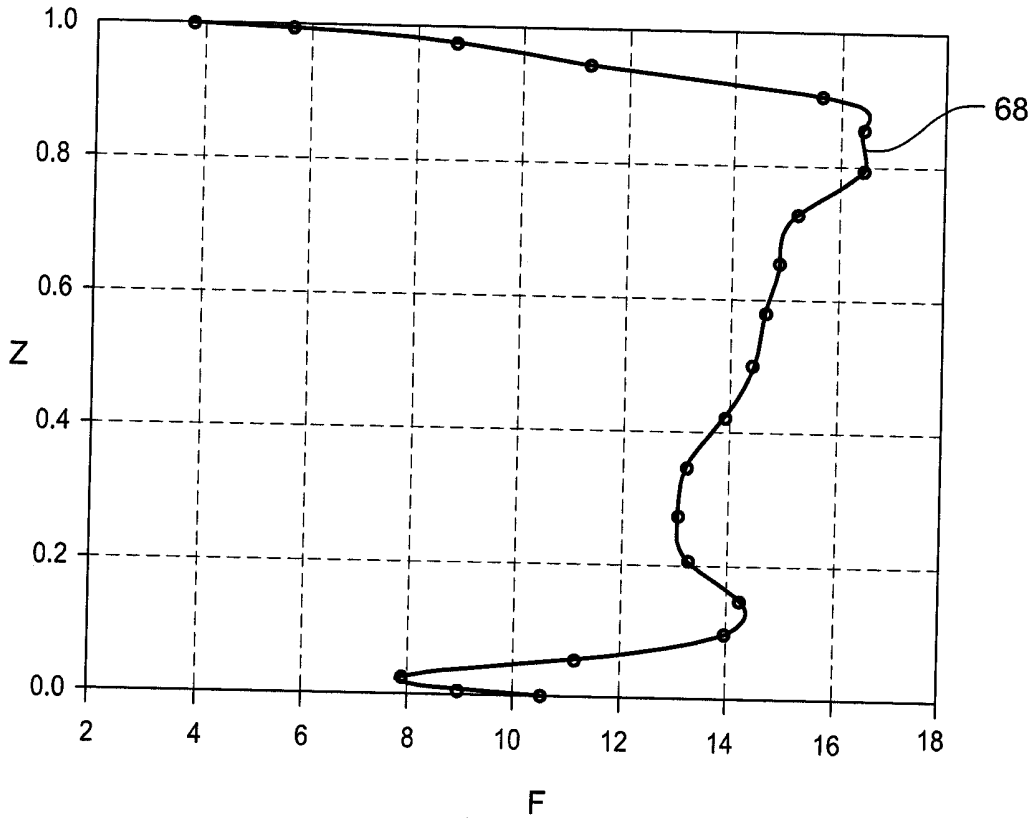


Fig. 8

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement national

FA 775196
FR 1261805

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		
A,D	WO 2012/140385 A1 (SNECMA [FR]; CT DE RECH EN AERONAUTIQUE ASBL CENAERO [BE]; DEJEU CLEME) 18 octobre 2012 (2012-10-18) * page 7, ligne 8-20; figures *	1-8	B64C11/18
A,D	WO 2012/080669 A1 (SNECMA [FR]; PESTEIL AGNES [FR]; PERROT VINCENT [FR]) 21 juin 2012 (2012-06-21) * page 2, ligne 24 - page 3, ligne 6; figures *	1-8	
A	US 2010/124500 A1 (LEBRUN MAXIME [FR]) 20 mai 2010 (2010-05-20) * abrégé; figures *	1-8	
A	US 6 341 942 B1 (CHOU CHEN-YU J [US] ET AL) 29 janvier 2002 (2002-01-29) * abrégé; figures *	1-8	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64C F01D

Date d'achèvement de la recherche	Examinateur
6 août 2013	Salentiny, 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

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1261805 FA 775196

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 06-08-2013
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
WO 2012140385 A1	18-10-2012	FR 2974060 A1	19-10-2012
		WO 2012140385 A1	18-10-2012
WO 2012080669 A1	21-06-2012	CA 2820030 A1	21-06-2012
		FR 2969230 A1	22-06-2012
		WO 2012080669 A1	21-06-2012
US 2010124500 A1	20-05-2010	FR 2938502 A1	21-05-2010
		US 2010124500 A1	20-05-2010
US 6341942 B1	29-01-2002	AUCUN	

EPO FORM P0465