



(43) Date de la publication internationale
27 juillet 2017 (27.07.2017)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2017/125663 A1

(51) Classification internationale des brevets :

F01D 25/04 (2006.01) F02C 9/18 (2006.01)
F02K 3/06 (2006.01) F01D 25/02 (2006.01)
F02C 7/047 (2006.01) F01D 25/24 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2017/050048

(22) Date de dépôt international :

10 janvier 2017 (10.01.2017)

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

1650510 22 janvier 2016 (22.01.2016) FR

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

(72) Inventeurs : **SCHOLTES, Christophe**; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-Cramayel (FR). **BRUNET, Antoine**; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-Cramaye (FR). **AMOEDO, Si-**

mon; c/o Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-Cramaye (FR).

(74) Mandataires : **DESORMIERE, Pierre-Louis** et al.; Cabinet BÉau De Lomenie, 158 Rue de l'Université, 75340 Paris Cedex 07 (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, DJ, 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, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, 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, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : AIRCRAFT TURBOMACHINE FAN MODULE WITH A DEVICE FOR DE-ICING A SPLITTER NOSE AND INLET GUIDE VANES

(54) Titre : MODULE DE SOUFFLANTE DE TURBOMACHINE AERONAUTIQUE AVEC UN DISPOSITIF DE DEGI-VRAGE D'UN BEC DE SEPARATION ET D'AUBES DIRECTRICES D'ENTREE

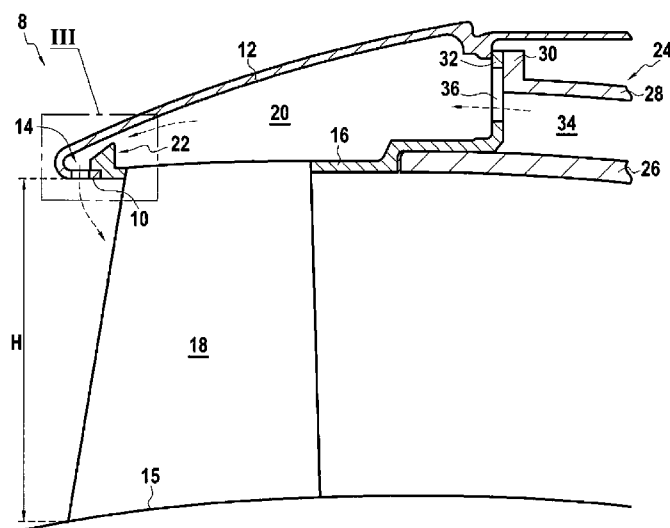


FIG.2

(57) Abstract : The invention relates to an aircraft turbomachine fan module (1) comprising: a fan (2), a low pressure compressor (3), inlet guide vanes (18) located upstream of the low pressure compressor and downstream of the fan (2), and a device for de-icing a splitter nose (8) and inlet guide vanes (18) of the turbomachine, said de-icing device comprising: a splitter nose (8) intended to be positioned downstream of the fan (2) of the turbomachine to form a separation between annular flow channels for a primary stream (4) and a secondary stream (6) from the fan, said nose having an outer annular wall (12) defining the inside of the flow channel for the secondary stream (6) and an inner annular wall (10) defining an inlet of the flow channel for the primary stream (4), said inner annular wall (10) being provided with injection ports (14) positioned upstream of inlet guide vanes and through which hot air is intended to be blown, and an inner shell (16) to which inlet guide vanes (18) are attached and which includes a hook (22) that is axis-symmetric about a longitudinal axis (X-X)

of the turbomachine, said inner shell (16) being locked axially in an upstream direction to the inner annular wall (10) by said hook (22). The hook (22) has an outer surface (221), facing the outer annular wall (12), forming an angle (a) of less than 90° with the axis (A) of an injection port (14), such that the outer surface (221) the hook (22) extends gradually nearer to the outer annular wall (12) while extending away from said

[Suite sur la page suivante]



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))

injection port (14), the outer surface (221) of the hook (22) having a minimum clearance J relative to the outer annular wall (12) such that $0.2 < J/D < 0.6$, where D is the hydraulic diameter of the injection port (14).

(57) Abrégé : L'invention concerne un module de soufflante de turbomachine aéronautique (1) comprenant: une soufflante (2), un compresseur basse pression (3), des aubes directrices d'entrée (18) situées à l'amont du compresseur basse pression et à l'aval de la soufflante (2), et un dispositif de dégivrage d'un bec de séparation (8) et d'aubes directrices d'entrée (18) de la turbomachine, ledit dispositif de dégivrage comprenant: un bec de séparation (8) destiné à être positionné à l'aval de la soufflante (2) de la turbomachine pour former une séparation entre des canaux annulaires d'écoulement d'un flux primaire (4) et d'un flux secondaire (6) issus de la soufflante, ledit bec comportant une paroi annulaire extérieure (12) délimitant l'intérieur du canal d'écoulement du flux secondaire (6) et une paroi annulaire intérieure (10) délimitant une entrée du canal d'écoulement du flux primaire (4), ladite paroi annulaire intérieure (10) étant munie d'orifices d'injection (14) positionnés en amont des aubes directrices d'entrée et par lesquels est destiné à être soufflé de l'air chaud, et une virole interne (16) sur laquelle sont fixées des aubes directrices d'entrée (18) et comprenant un crochet (22) axisymétrique autour d'un axe longitudinal (X-X) de la turbomachine, ladite virole interne (16) étant bloquée axialement à l'amont sur la paroi annulaire intérieure (10) par ledit crochet (22). Le crochet (22) comprend une surface extérieure (221) en regard de la paroi annulaire extérieure (12) formant un angle (a) inférieur à 90° avec l'axe (A) d'un orifice d'injection (14) de sorte que la surface extérieure (221) du crochet (22) se rapproche progressivement de la paroi annulaire extérieure (12) en s'éloignant dudit orifice d'injection (14), la surface extérieure (221) du crochet (22) présentant un jeu minimal J avec la paroi annulaire extérieure (12) tel que $0,2 < J/D < 0,6$ où D est le diamètre hydraulique de l'orifice d'injection (14).

MODULE DE SOUFFLANTE DE TURBOMACHINE AERONAUTIQUE AVEC UN DISPOSITIF DE DEGIVRAGE D'UN BEC DE SEPARATION ET D'AUBES DIRECTRICES D'ENTREE

Arrière-plan de l'invention

5 La présente invention se rapporte au domaine général des turbomachines. L'invention concerne plus particulièrement un système de dégivrage d'un bec de séparation et d'aubes d'entrée fixes de la veine primaire de la turbomachine.

10 Dans une turbomachine aéronautique du type à double corps et double flux, les veines d'écoulement du flux primaire et du flux secondaire sont séparées en aval de la soufflante par un bec de séparation. Au sein de la veine primaire, à l'entrée du compresseur basse pression (aussi couramment appelé « booster »), se trouvent un ensemble d'aubes directrices d'entrée fixes (aussi appelées IGV pour « Inlet Guide Vane »).

15 Dans certaines phases de vol et au sol, des conditions atmosphériques givrantes peuvent être rencontrées par la turbomachine, notamment lorsque la température ambiante est suffisamment basse et en présence d'une humidité élevée. Dans ces conditions, de la glace peut se former sur le bec de séparation et les aubes directrices d'entrée. Lorsque
20 ce phénomène se produit, il peut conduire à l'obstruction partielle ou totale de la veine primaire, et à l'ingestion de blocs de glace détachés dans la veine primaire. Une obstruction de la veine primaire entraîne une sous-alimentation de la chambre de combustion qui peut alors s'éteindre ou empêcher l'accélération du moteur. Dans le cas du détachement de
25 blocs de glace, ces derniers peuvent endommager le compresseur situé à l'aval et conduire également à l'extinction de la chambre de combustion.

Pour éviter la formation de glace sur le bec de séparation, on connaît des techniques consistant à venir prélever de l'air chaud dans la veine primaire au niveau d'un compresseur et à l'injecter à l'intérieur du
30 bec de séparation. L'air chaud injecté dans le bec de séparation peut ensuite cheminer le long d'une paroi interne du bec jusqu'à des perçages ou de rainures configurées pour injecter l'air chaud dans la veine primaire vers les aubes à dégivrer. L'utilisation de perçages dans la virole interne portant les aubes directrices permet de former des jets d'air chaud qui
35 peuvent dégivrer en partie les aubes d'entrée. Cependant, les perçages ou rainures de ces dispositifs ne peuvent pas être positionnés suffisamment

en amont des aubes directrices d'entrée, ce qui laisse peu d'espace aux jets pour pénétrer en profondeur dans la veine primaire et dégivrer les aubes sur une hauteur satisfaisante.

Enfin, le débit d'air chaud nécessaire pour dégivrer le bec de
5 séparation et pour que les jets d'air chaud de dégivrage des aubes
puissent lutter contre le flux d'air froid entrant dans la veine primaire est
important. Ce prélèvement d'air chaud peut réduire les performances et
l'opérabilité de la turbomachine. Il serait donc souhaitable de pouvoir
augmenter l'efficacité du dégivrage du bec et des aubes directrices
10 d'entrée simultanément sans augmenter pour autant le prélèvement d'air
chaud dans le compresseur.

Objet et résumé de l'invention

La présente invention a donc pour but principal de proposer un
15 dispositif de dégivrage d'un bec de séparation et d'aubes directrices
d'entrée qui permette un dégivrage amélioré du bec de séparation et des
aubes directrices d'entrée de la veine primaire.

Ce but est atteint avec un dispositif de dégivrage d'un bec de
séparation et d'aubes directrices d'entrée de turbomachine aéronautique,
20 comprenant :

un bec de séparation destiné à être positionné à l'aval d'une
soufflante de la turbomachine pour former une séparation entre des
canaux annulaires d'écoulement d'un flux primaire et d'un flux secondaire
issus de la soufflante, ledit bec comportant une paroi annulaire extérieure
25 délimitant l'intérieur du canal d'écoulement du flux secondaire et une paroi
annulaire intérieure délimitant une entrée du canal d'écoulement du flux
primaire, ladite paroi annulaire intérieure étant munie d'orifices d'injection
positionnés en amont des aubes directrices d'entrée et par lesquels est
destiné à être soufflé de l'air chaud, et

30 une virole interne sur laquelle sont fixées des aubes directrices
d'entrée et comprenant un crochet, ladite virole interne étant bloquée
axialement à l'amont sur la paroi annulaire intérieure par ledit crochet.

Conformément à l'invention, le crochet comprend une surface
extérieure en regard de la paroi annulaire extérieure formant un angle
35 inférieur à 90° avec l'axe d'un orifice d'injection de sorte que la surface
extérieure du crochet se rapproche progressivement de la paroi annulaire

extérieure en s'éloignant dudit orifice d'injection, la surface extérieure du crochet présentant un jeu minimal $\underline{J}$ avec la paroi annulaire extérieure tel que : $0,2 \leq J/D \leq 0,6$; où $\underline{D}$ est le diamètre hydraulique de l'orifice d'injection.

5 Dans le présent exposé, les termes « amont » et « aval » sont définis par rapport à la direction d'écoulement de l'air à l'intérieur de la turbomachine ; les termes « intérieur » et « extérieur », « axial » et « radial », et leurs dérivés, sont définis par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine.

10 Le dispositif selon l'invention permet d'assurer simultanément et avec un même flux d'air chaud, le dégivrage du bec de séparation et des aubes directrices d'entrée.

L'angle inférieur à 90° entre la surface extérieure du crochet et l'axe d'un orifice d'injection, et l'orientation de ladite surface permet
15 l'existence d'un jeu minimal entre le crochet et la paroi annulaire extérieure du bec de séparation. Ce jeu minimal permet d'accélérer le flux d'air chaud qui arrive à l'intérieur du bec de séparation vers l'amont. Cette accélération du flux d'air chaud à l'intérieur du bec augmente la vitesse d'impact du flux d'air chaud sur l'extrémité du bec de séparation, ce qui
20 améliore son dégivrage. De plus, la forme du crochet selon l'invention permet une meilleure répartition du flux d'air chaud en azimut, c'est-à-dire le long du bec de séparation et autour de l'axe longitudinal de la turbomachine. A l'inverse, avec les dispositifs de l'art antérieur, l'écoulement de l'air chaud est généralement concentré autour des
25 perçages ce qui entraîne un dégivrage inhomogène du bec de séparation.

L'inégalité présentée ci-dessus pour le jeu minimal $\underline{J}$ et le diamètre des orifices d'injection $\underline{D}$ permet d'assurer correctement le dégivrage du bec dans toutes les conditions de fonctionnement de la turbomachine.

30 Dans le dispositif selon l'invention, les perçages peuvent être séparés et éloignés du crochet et peuvent être ainsi positionnés plus en amont des aubes directrices d'entrée que dans les dispositifs de l'art antérieur. Ainsi, les jets d'air chaud disposent de plus de distance pour pénétrer dans la veine et dégivrer les aubes directrices d'entrée sur une
35 profondeur plus importante dans la veine.

De manière générale, le dispositif selon l'invention permet, pour un même débit d'air chaud prélevé dans le moteur, d'obtenir un meilleur dégivrage du bec de séparation et une meilleure pénétration des jets d'air chaud dans la veine qu'avec les dispositifs de l'art antérieur. En effet, les
5 études ont notamment montré une augmentation de la pénétration des jets dans la veine jusqu'à 50% de plus qu'avec les dispositifs de l'art antérieur basés sur des jets d'air chaud.

Le crochet est axisymétrique autour d'un axe longitudinal de la turbomachine.

10 De préférence, la surface extérieure du crochet forme un angle compris entre 40° et 70° avec l'axe d'un orifice d'injection. Lorsque le crochet est réalisé de la sorte, l'angle avec lequel chaque jet d'air chaud pénètre dans la veine primaire est tel que le jet est plus incliné vers l'amont qu'avec un angle hors de cette plage de valeurs. Cette disposition
15 augmente encore la pénétration du jet d'air chaud dans la veine et améliore le dégivrage des aubes directrices d'entrée.

De préférence également, le diamètre hydraulique $\underline{D}$ d'un orifice d'injection respecte l'inégalité suivante : $2\% \leq D/H \leq 6\%$, où $\underline{H}$ est la distance entre l'orifice d'injection et une paroi intérieure du canal
20 d'écoulement du flux primaire. La distance $\underline{H}$ correspond également à la hauteur de la veine d'écoulement du flux primaire au niveau des orifices d'injection. Cette plage de valeurs permet de s'assurer que le jet d'air chaud dans la veine est adapté aux dimensions du compresseur. En effet, pour des valeurs de $D/H < 2\%$, le débit d'air chaud sortant de l'orifice est
25 trop faible pour assurer un dégivrage correct. Pour des valeurs de $D/H > 6\%$, la section d'un orifice est plus grande et le jet généré est caractérisé par un faible nombre de Mach, ce qui entraîne un cisaillement rapide du jet par l'écoulement du flux primaire dans la veine.

Selon un mode de réalisation, chaque orifice d'injection peut
30 présenter une section circulaire.

Le dispositif peut comprendre en outre des moyens d'acheminement d'air chaud configurés pour délivrer de l'air chaud vers l'amont à l'intérieur du bec de séparation.

L'invention vise aussi un module de soufflante de turbomachine
35 aéronautique comprenant : une soufflante, un compresseur basse pression, des aubes directrices d'entrée situées à l'amont du compresseur

basse pression et à l'aval de la soufflante, et un dispositif de dégivrage tel que celui présenté précédemment, les orifices d'injection étant positionnés sur la paroi annulaire intérieure du bec de séparation de sorte qu'en fonctionnement, l'air chaud délivré par chaque orifice d'injection dans le

5 canal d'écoulement du flux primaire soit éjecté vers un bord d'attaque d'une aube directrice d'entrée.

Enfin, l'invention vise encore une turbomachine aéronautique comprenant un module de soufflante tel que celui présenté ci-dessus.

10 Brève description des dessins

D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins annexés qui en illustrent un exemple de réalisation dépourvu de tout caractère limitatif. Sur les figures :

- 15 - la figure 1 est une vue partielle en coupe longitudinale d'une turbomachine aéronautique équipée d'un dispositif de dégivrage conforme à l'invention,
- la figure 2 est une vue agrandie de la turbomachine de la figure 1 au niveau du bec de séparation, et
- 20 - la figure 3 est une vue agrandie de la figure 2 au niveau du crochet de la virole interne.

Description détaillée de l'invention

La figure 1 représente partiellement une turbomachine

25 aéronautique 1 du type à double corps et double flux à laquelle peut s'appliquer l'invention.

De façon connue en soi, la turbomachine 1 est axisymétrique par rapport à un axe longitudinal X-X et comprend une entrée à son extrémité amont qui reçoit de l'air extérieur, cet air venant alimenter une

30 soufflante 2. En aval de la soufflante 2, l'air se répartit entre une veine (ou canal) d'écoulement d'un flux primaire 4 (ou flux chaud) et une veine d'écoulement d'un flux secondaire 6 (ou flux froid). Ces deux veines 4, 6 sont séparées l'une de l'autre à leur entrée par un bec de séparation 8. Une fois entré dans la veine d'écoulement du flux primaire 4, l'air traverse

35 ensuite un compresseur basse pression 3 (ou « booster »), un compresseur haute pression, une chambre de combustion et des turbines

(ces derniers éléments ne sont pas représentés sur les figures), avant d'être éjecté à l'extérieur de la turbomachine.

Comme représenté sur les figures 2 et 3, le bec de séparation 8 a une section longitudinale en forme de U ou V arrondi à son extrémité amont, et comprend une paroi annulaire intérieure 10 délimitant l'entrée de la veine d'écoulement du flux primaire 4, et une paroi annulaire extérieure 12 délimitant à l'intérieur la veine d'écoulement du flux secondaire 6. La paroi annulaire extérieure 12 présente une dimension dans la direction longitudinale plus importante que celle de la paroi annulaire intérieure 10.

La paroi annulaire intérieure 12 du bec de séparation 8 comprend des perçages formant des orifices d'injection d'air chaud 14 dans la veine d'écoulement du flux primaire 4 ayant un axe de perçage A. Les orifices d'injection 14 sont répartis circonférentiellement autour de la paroi annulaire intérieure 10. L'axe A de chaque orifice 14 est ici sensiblement radial par rapport à l'axe X-X de la turbomachine, c'est-à-dire que l'axe A est sensiblement perpendiculaire à l'axe X-X. Comme cela est visible sur la figure 2, les orifices d'injection 14 sont séparés d'une distance H de la paroi 15 délimitant la veine d'écoulement du flux primaire à l'intérieur (la distance H correspond aussi à la hauteur de veine au droit des orifices d'injection 14). Les orifices d'injection 14 peuvent être circulaires, comme dans l'exemple illustré, ou par exemple ovales. Dans tous les cas, ils peuvent présenter un diamètre hydraulique D respectant l'inégalité $0,02 \leq \underline{D}/\underline{H} \leq 0,06$. Le diamètre hydraulique est, de façon connue en soi, défini pour de l'air comme le rapport entre quatre fois l'aire de la section de passage d'un orifice et le périmètre de cet orifice. Dans le cas d'un orifice d'injection 14 de section circulaire, le diamètre hydraulique est égal au diamètre de l'orifice.

La paroi annulaire intérieure 10 du bec de séparation 8 est prolongée à l'aval par une virole interne 16. La virole interne 16 porte les aubes directrices d'entrée 18 fixes de la turbomachine. On notera que la position des orifices d'injection 14 peut être choisie pour qu'en fonctionnement, les jets d'air chaud délivrés par lesdits orifices 14 impactent le bord d'attaque des aubes directrices d'entrée 18 dans la veine d'écoulement du flux primaire. Les parois annulaires intérieure 10 et extérieure 12, et la virole interne 16, définissent une cavité annulaire 20 à

l'intérieur du bec de séparation 8. La virole interne 16 est montée et bloquée à l'amont sur la paroi annulaire interne 10 du bec de séparation 8 par un crochet 22 intégré à ladite virole 16, et à l'aval sur un carter structural 24 de la turbomachine.

5 Dans l'exemple illustré, le carter structural 24 comprend un carter interne 26 prolongeant la virole interne 16 à l'aval, et sur lequel la virole interne 16 vient s'appuyer ; et un carter externe 28 muni d'une bride 30 destinée à coopérer avec une bride 32 présente à l'extrémité aval de la virole interne 16. Les carters interne 26 et externe 28 délimitent
10 entre eux un canal annulaire d'acheminement d'air chaud 34 débouchant dans la cavité 20 du bec de séparation 8 par l'intermédiaire d'ouvertures 36 présentes dans la bride 32 de la virole interne 16. Des injecteurs d'air chaud (non représentés) permettent d'introduire de l'air chaud prélevé par exemple dans un compresseur de la turbomachine à l'intérieur du canal
15 annulaire d'acheminement d'air chaud 34.

Le crochet 22 à l'amont de la virole interne 16 est représenté plus en détails sur la figure 3. Le crochet 22 comprend une surface intérieure 220 reposant sur la paroi annulaire intérieure 10 du bec de séparation 8, et une surface extérieure 221 en regard de la paroi annulaire
20 extérieure 12 du bec 8. Le crochet 22 comprend en outre une surface amont 222 et une surface aval 223 qui sont ici sensiblement parallèles entre elles, et qui s'étendent ici selon une direction sensiblement radiale. La surface amont 222 du crochet 22 assure la liaison entre la surface intérieure 220 et la surface extérieure 221 à l'amont. La surface amont
25 222 est ici plus petite que la surface aval 223. En coupe longitudinale les surfaces 220, 221, 222 et 223 du crochet 22 sont ici sensiblement droites.

Le crochet 22 est de préférence axisymétrique autour de l'axe X-X, et positionné en aval des orifices d'injection 14 sans les obstruer, c'est-à-dire que le crochet 22 n'est pas situé radialement au-dessus des
30 orifices 14. Le crochet 22 est décalé des orifices d'injection 14 de sorte que la surface amont 222 correspondant à l'extrémité amont du crochet soit située en aval des orifices d'injection 14.

Conformément à l'invention, la surface extérieure 221 du crochet 22 en regard de la paroi annulaire extérieure 12 du bec de
35 séparation 8 forme un angle α inférieur à 90° avec l'axe A d'un orifice d'injection (figure 3). L'angle α peut être compris entre 40° et 70° afin

d'améliorer la pénétration du jet d'air chaud dans la veine d'écoulement du flux primaire. Ainsi, la surface extérieure 221 du crochet 22 est inclinée et se rapproche progressivement de la paroi annulaire extérieure 12 du bec 8 lorsque l'on se déplace d'amont en aval sur la surface extérieure 221, c'est-à-dire en s'éloignant de l'orifice d'injection 14. L'inclinaison de la surface extérieure 221 permet également de définir un jeu variable entre cette surface 221 et la paroi annulaire extérieure 12 ayant une valeur minimale $\underline{J}$. Dans l'exemple illustré, le jeu minimal $\underline{J}$ est la distance prise entre un point situé sur l'arête circulaire 224 entre les surfaces 221 et 223, et la paroi annulaire extérieure 12. Selon l'invention, le jeu minimal $\underline{J}$ et le diamètre hydraulique $\underline{D}$ des orifices d'injection vérifient l'inégalité : $0,2 \leq \underline{J}/\underline{D} \leq 0,6$.

En fonctionnement, de l'air chaud est acheminé, par exemple grâce au canal 34, jusque dans la cavité 20 à l'intérieur du bec de séparation. Les sorties possibles pour ce flux d'air chaud (le flux d'air étant symbolisé par des flèches en pointillés sur la figure 2) sont constituées par les orifices d'injection 14. Le flux d'air chaud se dirige ainsi vers l'amont du bec de séparation 8 en direction du crochet 22. Lorsque le flux d'air approche le crochet 22 il est dévié vers l'extérieur par la surface aval 223 du crochet 22. Il doit ensuite cheminer au-dessus du crochet par le rétrécissement où le jeu $\underline{J}$ est minimal entre la surface extérieure 221 du crochet 22 et la paroi annulaire extérieure 12 du bec 8. En passant au niveau du rétrécissement, le flux d'air chaud s'accélère pour venir impacter l'extrémité du bec de séparation 8 et la réchauffer. Enfin, le flux d'air peut longer la paroi du bec 8 au niveau de son extrémité amont et atteindre les orifices d'injection 14 qui vont le projeter dans la veine sous la forme de jets d'air chaud. Les jets d'air chaud ainsi générés peuvent impacter les aubes directrices d'entrée au niveau de leur bord d'attaque pour les dégivrer.

Les études réalisées ont montré une bonne répartition du flux d'air chaud en direction azimutale le long du bec de séparation, mais aussi une uniformité de la profondeur de pénétration des jets créés par les orifices d'injection dans la veine. Le dispositif selon l'invention permet ainsi d'assurer plus efficacement les deux fonctions de dégivrage du bec de séparation 8 et des aubes directrices d'entrée 18, sans nécessiter

d'augmenter le prélèvement d'air chaud dans le compresseur par rapport aux dispositifs de l'art antérieur.

REVENDICATIONS

1. Module de soufflante de turbomachine aéronautique (1) comprenant : une soufflante (2), un compresseur basse pression (3), des aubes directrices d'entrée (18) situées à l'amont du compresseur basse pression et à l'aval de la soufflante (2), et un dispositif de dégivrage d'un bec de séparation (8) et d'aubes directrices d'entrée (18) de la turbomachine, ledit dispositif de dégivrage comprenant :

un bec de séparation (8) destiné à être positionné à l'aval de la soufflante (2) de la turbomachine pour former une séparation entre des canaux annulaires d'écoulement d'un flux primaire (4) et d'un flux secondaire (6) issus de la soufflante, ledit bec comportant une paroi annulaire extérieure (12) délimitant l'intérieur du canal d'écoulement du flux secondaire (6) et une paroi annulaire intérieure (10) délimitant une entrée du canal d'écoulement du flux primaire (4), ladite paroi annulaire intérieure (10) étant munie d'orifices d'injection (14) positionnés en amont des aubes directrices d'entrée et par lesquels est destiné à être soufflé de l'air chaud, et

une virole interne (16) sur laquelle sont fixées des aubes directrices d'entrée (18) et comprenant un crochet (22) axisymétrique autour d'un axe longitudinal (X-X) de la turbomachine, ladite virole interne (16) étant bloquée axialement à l'amont sur la paroi annulaire intérieure (10) par ledit crochet (22),

caractérisé en ce que le crochet (22) comprend une surface extérieure (221) en regard de la paroi annulaire extérieure (12) formant un angle (α) inférieur à 90° avec l'axe (A) d'un orifice d'injection (14) de sorte que la surface extérieure (221) du crochet (22) se rapproche progressivement de la paroi annulaire extérieure (12) en s'éloignant dudit orifice d'injection (14), la surface extérieure (221) du crochet (22) présentant un jeu minimal J avec la paroi annulaire extérieure (12) tel que :

$$0,2 \leq J/D \leq 0,6$$

où D est le diamètre hydraulique de l'orifice d'injection (14).

2. Module de soufflante selon la revendication 1, dans lequel la surface extérieure (221) du crochet (22) forme un angle (α) compris entre 40° et 70° avec l'axe (A) d'un orifice d'injection (14).

5 3. Module de soufflante selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, dans lequel le diamètre hydraulique D d'un orifice d'injection (14) respecte l'inégalité suivante : $2\% \leq D/H \leq 6\%$, où H est la distance entre l'orifice d'injection (14) et une paroi intérieure (15) du canal d'écoulement du flux primaire (4).

10

4. Module de soufflante selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel chaque orifice d'injection (14) présente une section circulaire.

15

5. Module de soufflante selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, comprenant en outre des moyens d'acheminement d'air chaud (34, 36) configurés pour délivrer de l'air chaud vers l'amont à l'intérieur du bec de séparation (8).

20

6. Turbomachine aéronautique (1) comprenant un module de soufflante selon l'une quelconque des revendications 1 à 5.

1/2

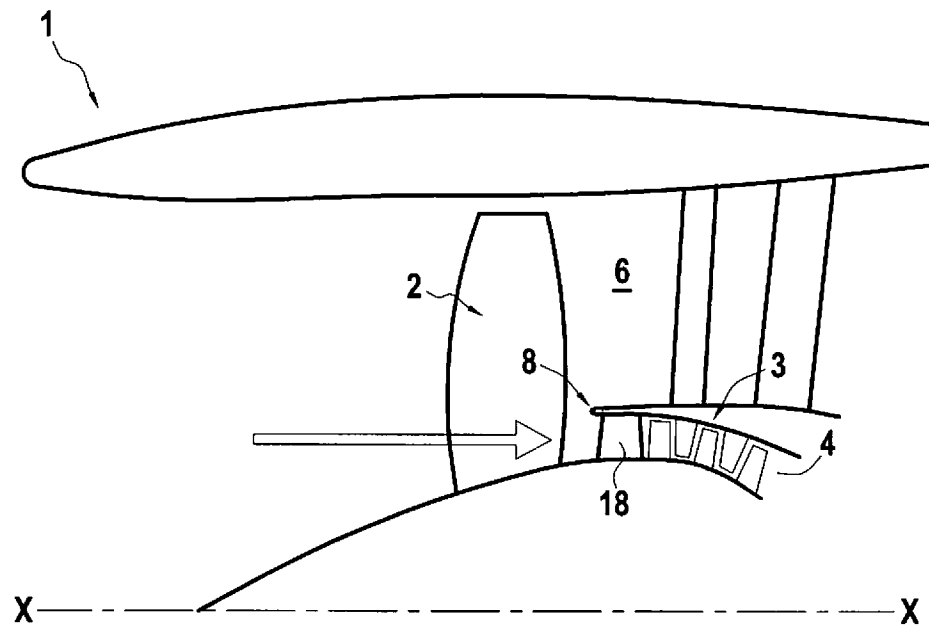


FIG.1

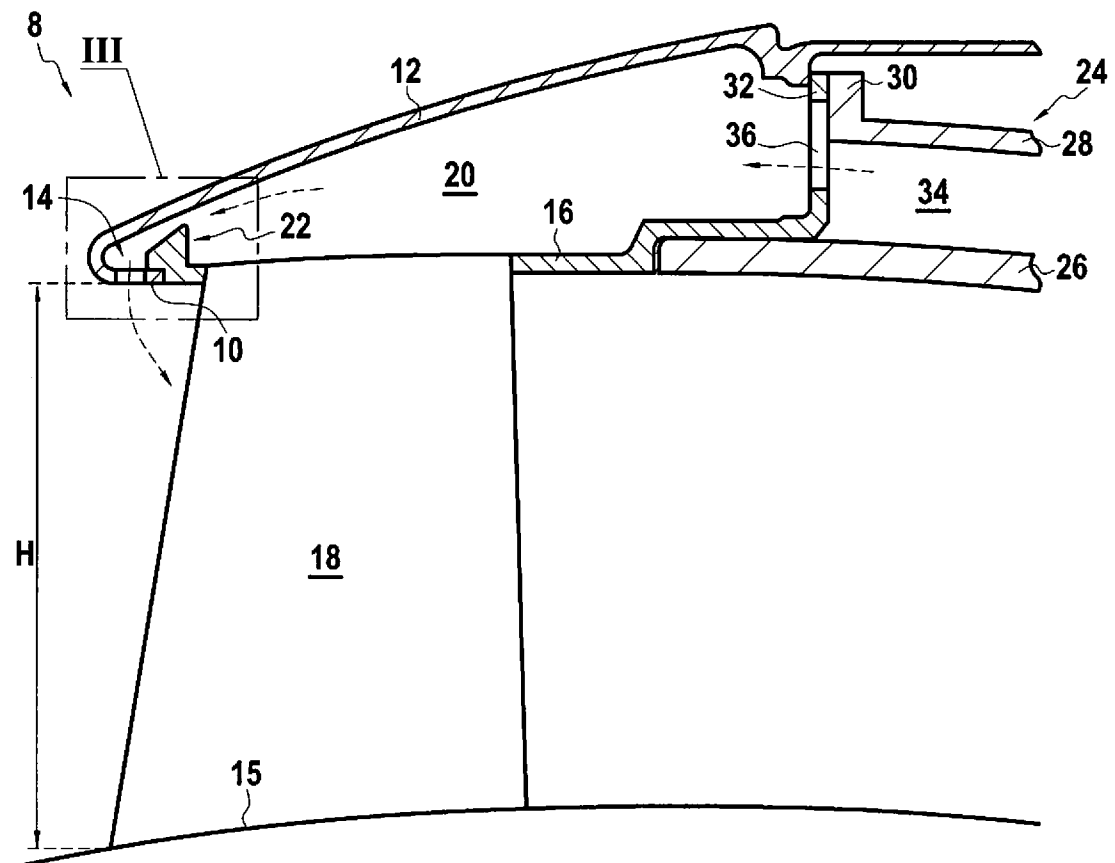


FIG.2

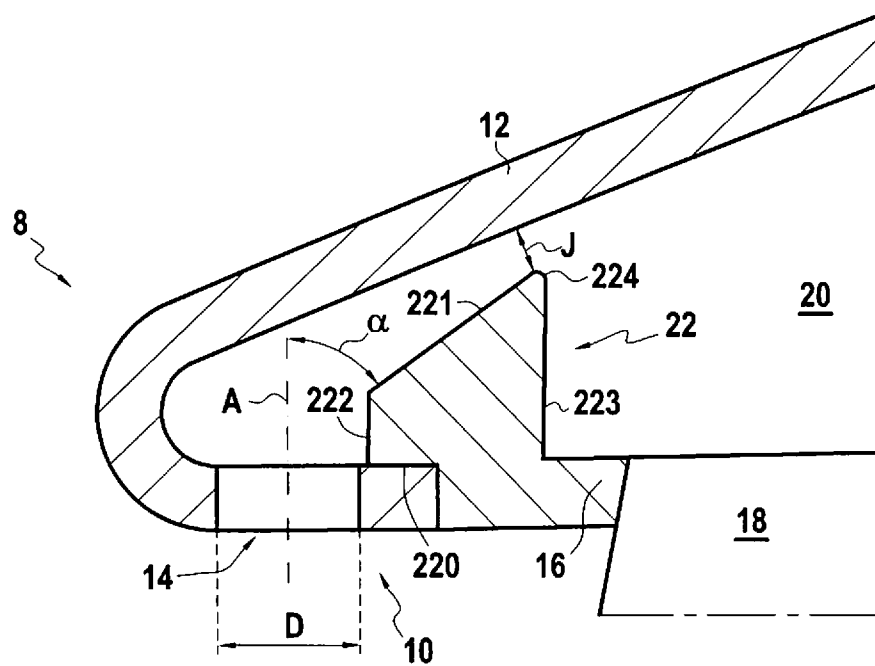


FIG.3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2017/050048

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. F01D25/04 F02K3/06 F02C7/047 F02C9/18 F01D25/02
F01D25/24

ADD.

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 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.
A	US 2003/035719 A1 (WADIA ASPI RUSTOM [US] ET AL) 20 February 2003 (2003-02-20) paragraph [0011] paragraph [0032] - paragraph [0038] paragraph [0043] - paragraph [0046] figures 1-5	1-6
A	WO 2014/182289 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 13 November 2014 (2014-11-13) paragraphs [0004], [0018] paragraph [0022] - paragraph [0026] figures 1-4	1,3,5,6
A	FR 3 004 485 A1 (SNECMA [FR]) 17 October 2014 (2014-10-17) page 1, line 31 - page 2, line 2 page 6, line 7 - line 14 figures 1-3	1,5,6



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

13 April 2017

Date of mailing of the international search report

28/04/2017

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

Kreissl, Franz

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2017/050048

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2003035719	A1	20-02-2003	NONE

WO 2014182289	A1	13-11-2014	CA 2911843 A1 13-11-2014
		CN 105408589 A 16-03-2016	
		EP 2994618 A1 16-03-2016	
		JP 2016519246 A 30-06-2016	
		US 2016097323 A1 07-04-2016	
		WO 2014182289 A1 13-11-2014	

FR 3004485	A1	17-10-2014	CA 2908855 A1 16-10-2014
		CN 105102767 A 25-11-2015	
		EP 2984302 A1 17-02-2016	
		FR 3004485 A1 17-10-2014	
		JP 2016518546 A 23-06-2016	
		US 2016032762 A1 04-02-2016	
		WO 2014167259 A1 16-10-2014	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2017/050048

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F01D25/04 F02K3/06 F02C7/047 F02C9/18 F01D25/02 F01D25/24 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) F01D F02K 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
A	US 2003/035719 A1 (WADIA ASPI RUSTOM [US] ET AL) 20 février 2003 (2003-02-20) alinéa [0011] alinéa [0032] - alinéa [0038] alinéa [0043] - alinéa [0046] figures 1-5	1-6
A	WO 2014/182289 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 13 novembre 2014 (2014-11-13) alinéas [0004], [0018] alinéa [0022] - alinéa [0026] figures 1-4	1,3,5,6
A	FR 3 004 485 A1 (SNECMA [FR]) 17 octobre 2014 (2014-10-17) page 1, ligne 31 - page 2, ligne 2 page 6, ligne 7 - ligne 14 figures 1-3	1,5,6
☐ 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 13 avril 2017		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 28/04/2017
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 Kreissl, Franz

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2017/050048

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2003035719	A1	20-02-2003	AUCUN	

WO 2014182289	A1	13-11-2014	CA 2911843 A1	13-11-2014
			CN 105408589 A	16-03-2016
			EP 2994618 A1	16-03-2016
			JP 2016519246 A	30-06-2016
			US 2016097323 A1	07-04-2016
			WO 2014182289 A1	13-11-2014

FR 3004485	A1	17-10-2014	CA 2908855 A1	16-10-2014
			CN 105102767 A	25-11-2015
			EP 2984302 A1	17-02-2016
			FR 3004485 A1	17-10-2014
			JP 2016518546 A	23-06-2016
			US 2016032762 A1	04-02-2016
			WO 2014167259 A1	16-10-2014
