



(43) Date de la publication internationale
20 septembre 2012 (20.09.2012)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2012/123681 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F02K 1/09 (2006.01) *B64C 11/48* (2006.01)
F02K 3/02 (2006.01) *F02K 3/075* (2006.01)
F02K 3/072 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2012/050537

(22) Date de dépôt international :
14 mars 2012 (14.03.2012)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1152064 14 mars 2011 (14.03.2011) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : **SNEC-MA** [FR/FR]; société anonyme, 2 Boulevard du Général Martial Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : **DRON, Sébastien** [FR/FR]; 41, rue Camille Desmoulins, F-94230 Cachan (FR). **TANTOT, Nicolas, Jérôme, Jean** [FR/FR]; 111-113, rue de Reuilly, F-75012 Paris (FR).

(74) Mandataires : **DAVID, Daniel** et al.; Gevers France, 23-bis, rue de Turin, 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, 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, IS, JP, KE, KG, KM, 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, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, 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, MD, 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, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

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

(54) Title : TURBOMACHINE WITH FAN(S) FOR AIRCRAFT, WITH MOBILE JET NOZZLE

(54) Titre : TURBOMACHINE A HELICE(S) POUR AERONEF, A TUYERE MOBILE

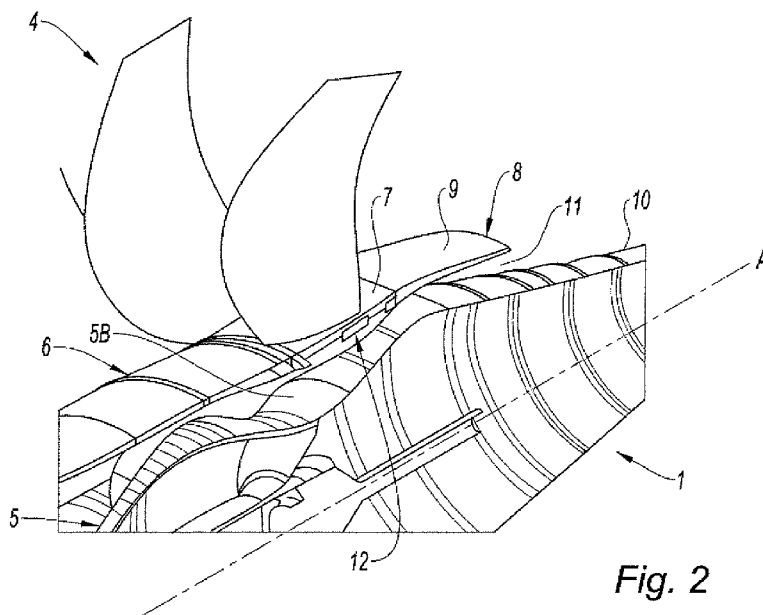


Fig. 2

(57) Abstract : Turbomachine with fan(s) for aircraft, with mobile jet nozzle. The turbomachine comprises at least one turbine (5) driving the rotation of the fan (3, 4), and a jet nozzle (8) coaxially extending said turbine and creating, with an outlet cone (10) that terminate the turbine, a passage (11) of annular cross section for the combustion gases that pass through the turbine. Advantageously, the jet nozzle (8) is mounted so that it can move between two extreme positions for which under the action of control means (12), the annular cross section of the passage (11) for the gases is respectively at its minimum or maximum, making it possible to vary said cross section according to the phases of operation of the aircraft and distribute thrust between the fan and the jet nozzle.

(57) Abrégé : Turbomachine à hélice(s) pour aéronef, à tuyère mobile. -La turbomachine comporte au moins une turbine (5) entraînant en rotation l'hélice (3, 4), et une tuyère (8) prolongeant coaxialement ladite turbine en ménageant, avec un

[Suite sur la page suivante]



cône de sortie (10) terminant la turbine, un passage (11) à section transversale annulaire pour les gaz de combustion qui traversent la turbine. Avantageusement, la tuyère (8) est montée mobile entre deux positions extrêmes pour lesquelles, sous l'action de moyens de commande (12), la section transversale annulaire du passage (11) des gazest respectivement minimale ou maximale, permettant de faire varier ladite section selon les phases fonctionnelles de l'aéronef et de répartir la poussée entre l'hélice et la tuyère.

Turbomachine à hélice(s) pour aéronef, à tuyère mobile.

La présente invention concerne les turbomachines à hélice(s) pour aéronefs.

Plus particulièrement, quoique non exclusivement, les turbomachines, objet de l'invention, peuvent être de tout type dès l'instant où elles comprennent au moins une hélice, par exemple du type à soufflante non carénée avec deux hélices contrarotatives, désignée généralement en anglais par l'expression « open rotor » ou « unducted fan », du type turbopropulseur à une ou plusieurs hélices propulsives, etc..

De façon usuelle, les turbomachines à hélices pour aéronef réalisent leur poussée globale par la combinaison de la traction engendrée par les hélices et de la poussée délivrée par la tuyère du générateur de gaz ou turbine, exploitant la détente des gaz de combustion. La majeure partie de la poussée globale est fournie par les hélices (au moins 80% de la poussée globale), le reste (moins de 20%) par la détente des gaz de combustion traversant la tuyère.

La répartition de la poussée globale entre les hélices et les gaz de combustion dans ces turbomachines, conditionnée notamment par la section de la tuyère du générateur de gaz, est bien entendu déterminée préalablement pour trouver le compromis le mieux adapté entre les différentes phases fonctionnelles rencontrées par l'aéronef (décollage, montée/descente, croisière, roulage au sol) et obtenir un rendement acceptable et une consommation acceptable des turbomachines, et réduire l'impact acoustique engendré par ces dernières via notamment leurs hélices.

Cependant, du fait qu'il s'agit d'un compromis, il est évident que les points ci-dessus ne sont pas optimisés pour chacune des phases fonctionnelles de l'aéronef. En effet, il serait par exemple souhaitable, en phase de décollage et de montée initiale, que l'on puisse réduire l'impact acoustique sur les hélices en réduisant leur part de poussée et augmenter, corrélativement, celle issue par la détente des gaz de combustion dans la

tuyère. A contrario, en phase de croisière, il serait intéressant d'augmenter la part de poussée des hélices (sans augmenter leur vitesse de rotation), afin de tirer le plein bénéfice de leur rendement propulsif élevé, et de réduire celle issue de la détente des gaz, au rendement propulsif inférieur.

La présente invention a pour but de remédier à ces inconvénients et concerne une turbomachine à hélice(s) dont la conception permet d'adapter le fonctionnement de l'hélice ou des hélices et de la tuyère selon les différentes phases de vol de l'aéronef.

A cet effet, la turbomachine à hélice(s) pour aéronef, du type comportant au moins une turbine apte à entraîner en rotation l'hélice, et une tuyère prolongeant coaxialement ladite turbine en ménageant, avec un cône de sortie terminant la turbine, un passage à section transversale annulaire pour les gaz de combustion qui traversent la turbine, est remarquable par le fait que la tuyère est montée mobile entre deux positions extrêmes pour lesquelles la section transversale annulaire du passage est respectivement minimale ou maximale, et que des moyens de commande sont associés à la tuyère pour changer la position de celle-ci et faire varier la section transversale du passage des gaz de combustion selon les phases fonctionnelles de l'aéronef.

Ainsi, grâce à l'invention, par la variation de la section de sortie de la tuyère rendue mobile, on peut modifier la répartition de poussée entre l'hélice (ou les hélices) et la tuyère en fonction des phases de l'aéronef, ce que ne permettent pas les turbomachines à hélices actuelles dont la section de tuyère est fixe.

Par exemple, pour la phase de décollage, on pourra privilégier une augmentation de la part de poussée engendrée par la tuyère afin de décharger les hélices et la turbine, et améliorer ainsi le rendement et réduire l'impact acoustique au sol par les pales des hélices alors moins contraintes aérodynamiquement. Pour cela, la tuyère occupe une position extrême pour laquelle la section transversale annulaire du passage des gaz est minimale. En effet, lorsque la section de la tuyère est faible, la détente possible

(pression des gaz) dans la turbine de puissance qui entraîne les hélices, est réduite, de sorte que la poussée due aux hélices diminue avec moins de nuisances sonores engendrées, tandis que la détente traversant la tuyère augmente.

Pour les phases de montée et de croisière, on pourra privilégier, en revanche, par une position extrême de la tuyère pour laquelle la section transversale annulaire du passage des gaz est maximale, une augmentation de la part de poussée des hélices (d'autant plus que leur rendement propulsif est excellent en phase de croisière) et un minimum de poussée par la tuyère (au rendement sensiblement plus faible), de manière à optimiser le rendement thermopropulsif de la turbomachine.

Bien évidemment, toute position intermédiaire entre les deux positions extrêmes pourrait être envisagée.

De préférence, les moyens de commande sont définis par des vérins ou analogues reliant une partie de nacelle périphérique entourant la turbine, à la tuyère. Dans ce cas, les vérins de commande sont avantageusement disposés de façon régulièrement répartie angulairement autour de la tuyère et parallèlement à l'axe longitudinal de la turbomachine, pour déplacer en translation la tuyère entre ses positions extrêmes par rapport à la nacelle et au cône de sortie de la turbine convergeant vers ledit axe.

On comprend donc que la variation de section transversale est obtenue par suite du déplacement en translation de la tuyère, grâce à la convergence du cône axialement fixe, augmentant ou réduisant la section transversale annulaire du passage en fonction du coulisement de la tuyère.

Dans un mode de réalisation, lors du déplacement en translation de la tuyère entre ses positions extrêmes, la paroi cylindrique de celle-ci reste au contact de celle de la nacelle. Ainsi, même en position extrême reculée, la tuyère est dans le prolongement de la nacelle avec le passage des gaz de combustion ayant une section transversale annulaire maximale.

Dans un autre mode de réalisation, lors du déplacement en translation de la tuyère entre sa position extrême à section de passage minimale à sa

position extrême à section de passage maximale, une ouverture annulaire se crée entre la nacelle et la tuyère. La tuyère est alors distante de la nacelle de sorte que l'ouverture latérale créée participe à l'augmentation de la section transversale annulaire maximale, en s'ajoutant à celle-ci.

Par ailleurs, dans une variante de réalisation, les moyens de commande de la tuyère sont réalisés en un matériau à mémoire de forme à deux états stables en fonction de la température, correspondant sensiblement aux positions extrêmes de la tuyère pour lesquelles la section de passage est minimale ou maximale. Ainsi, comme on le verra plus tard, la variation de la section transversale du passage s'effectue spontanément par une élévation et un abaissement de la température.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 représente, en perspective schématique, l'arrière d'une turbomachine à hélices du type « open rotor ».

La figure 2 est une vue en perspective partielle écorchée et agrandie de la turbomachine illustrée en figure 1, avec la tuyère de sortie commandable.

Les figures 3 et 4 représentent, en coupe longitudinale partielle, selon un exemple de réalisation, les positions respectives minimale et maximale de la tuyère permettant la variation de la section de passage des gaz de combustion.

Les figures 5 et 6 représentent, en coupe longitudinale partielle, une variante à la réalisation des figures 3 et 4.

La turbomachine 1 montrée partiellement sur la figure 1 est une turbomachine à soufflante non carénée 2 désignée sous l'expression anglaise de « open rotor » ou « unducted fan » et qui comporte deux hélices arrière, coaxiales et contrarotatives, respectivement amont 3 et aval 4 par rapport à l'axe longitudinal A de la turbomachine.

Devant la soufflante 2, la turbomachine 1 comprend de façon usuelle, et selon le sens d'écoulement des gaz, un ensemble générateur de gaz composé de compresseurs, d'une chambre de combustion et de turbines physiquement reliées aux compresseurs, une turbine de puissance 5 telle que deux turbines basse pression successives, reliées respectivement en rotation et de façon contrarotative, aux hélices amont 3 et aval 4.

On voit schématiquement et partiellement sur la figure 1 la turbine basse pression 5A solidaire en rotation de l'hélice 3 et, sur la figure 2, l'autre turbine basse pression 5B solidaire en rotation de l'hélice 4. Ces hélices contrarotatives s'étendent radialement à l'extérieur de parties cylindriques respectives 7 alors rotatives d'une nacelle cylindrique 6 de la turbomachine.

Et, dans le prolongement axial de la partie 7 à l'hélice aval 4 se trouve une tuyère de sortie 8 à paroi cylindrique 9, liée en rotation à la partie 7 de l'hélice aval 4 de la nacelle et entourant concentriquement l'arrière de la turbine de puissance 5 (turbine basse pression 5B) qui se termine par un cône de sortie 10 solidaire en rotation de celle-ci et convergeant vers l'axe longitudinal A de la turbomachine 1. Le passage 11 à section transversale annulaire est alors ménagé entre la tuyère 8 et la turbine 5 à cône de sortie 10 et est traversé par les gaz de combustion issus de la chambre de combustion et circulant dans les différentes turbines haute et basse pression.

De la manière rappelée précédemment, ces gaz de combustion participent à la poussée globale fournie par la turbomachine 1, dont la plus grande partie est délivrée par les hélices contrarotatives 3, 4, entraînées par la turbine de puissance 5.

Conformément à l'invention, pour pouvoir répartir la poussée entre les hélices 3, 4 et la tuyère 8 selon les phases fonctionnelles de l'aéronef, la section transversale annulaire du passage 11 des gaz est rendue variable par la mobilité commandable de la tuyère 8. Bien entendu, la répartition de poussée s'effectue dans des plages contrôlées, prédéterminées relativement faibles, la poussée principale restant très largement fournie par les hélices.

Comme le montrent davantage les figures 2 et 3, la tuyère rotative 8 est montée axialement mobile, selon l'axe A, entre deux positions extrêmes prédéterminées permettant d'obtenir deux sections de passage des gaz, qualifiées de minimale S1 et de maximale S2, grâce à des moyens de commande 12 prévus entre la nacelle 6 et la tuyère 8. Plus particulièrement, la paroi cylindrique 9 de la tuyère, qui prolonge coaxialement la nacelle, présente une partie cylindrique avant 14 qui s'engage à l'intérieur de la partie cylindrique 7, sous celle-ci de façon télescopique, jusqu'à venir en butée de manière que le profil extérieur de la partie cylindrique 7 de la nacelle 6 et le profil extérieur de la tuyère 8 soient en continuité l'un avec l'autre.

Pour autoriser le coulissement de la tuyère 8 par rapport à la partie cylindrique 7, liée à l'hélice aval 4, de la nacelle 6 et, comme on le verra, accroître la section transversale annulaire du passage des gaz, les moyens de commande 12 sont définis par des vérins 15 disposés parallèlement entre eux et à l'axe longitudinal A, et qui sont agencés de façon régulièrement répartie angulairement par rapport audit axe A de la turbomachine. Ces vérins 15 sont, par exemple, du type fluide (hydraulique ou pneumatique), voire électrique, et les cylindres 16 de chacun d'eux sont articulés à la partie cylindrique 7 de la nacelle 6, tandis que les tiges 17 sont articulées à la partie cylindrique avant 14 de la paroi 9 de la tuyère 8.

Comme on le voit sur la figure 3, les vérins 15 occupent, dans ce mode de réalisation, la position rentrée, de sorte que la partie cylindrique avant 14 de la paroi 9 de la tuyère rotative 8 est engagée au maximum de façon télescopique dans la partie cylindrique rotative 7 de la nacelle 6. Dans cette position extrême de la tuyère 8, la section transversale annulaire S1 du passage 11 des gaz, prise à l'aplomb du bord de fuite arrière 20 de la tuyère avec le cône rotatif convergeant 10 à ce niveau, est alors considérée comme étant minimale.

Dans ce cas, lorsque la section S1 du passage 11 des gaz en sortie de tuyère est minimale, la détente possible issue des gaz pressurisés dans la turbine de puissance 5 entraînant les hélices 3, 4 est réduite et, donc, la

poussée due aux hélices diminue, tandis que la détente dans la tuyère 8 augmente. En conséquence, une telle position de la tuyère 8 à section de passage minimale S1 des gaz est bien adaptée à la phase de décollage des avions équipés de ces turbomachines à hélices, puisque, par l'augmentation de la part de poussée engendrée par la tuyère, on diminue celle fournie par les hélices de sorte que celles-ci sont moins chargées, ce qui réduit l'impact acoustique (le jet gazeux de combustion étant considéré moins bruyant que les hélices) et diminue aussi la consommation durant cette phase de décollage.

Comme on le voit maintenant sur la figure 4, les vérins de commande 15 sont actionnés pour occuper leur position sortie, si bien que la tuyère rotative 8, par sa partie cylindrique 14, « coulisse » vers l'arrière, parallèlement à l'axe A de la turbomachine, en reculant par rapport à la partie cylindrique 7 de la nacelle 6. Dans cette seconde position extrême occupée par la tuyère, la section transversale annulaire S2 du passage des gaz, prise à l'aplomb du bord arrière 20 de la tuyère, est alors maximale, supérieure à S1, puisque le cône de sortie rotatif 10 de la turbine 5B converge vers l'axe A. Comme la tuyère 8 a reculé axialement par rapport au cône de sortie 10 qui est axialement fixe, la section S2 du passage 11 des gaz s'est agrandie.

Dans ce cas, lorsque la section de passage des gaz en sortie de tuyère est maximale, plus de puissance issue de la turbine 5 est fournie aux hélices 3, 4 et il reste moins d'énergie disponible dans la tuyère 8, puisqu'il se produit une diminution de la détente des gaz dans celle-ci.

En conséquence, une telle position de la tuyère à section de passage des gaz maximale S2, est particulièrement bien adaptée à des phases de vol de montée et de croisière pour lesquelles on demande un maximum de poussée par les hélices (dont le rendement propulsif est excellent), et un minimum de poussée par la tuyère primaire (dont le rendement est sensiblement plus faible), de façon à maximiser le rendement thermopropulsif de la turbomachine 1.

Au final, grâce à la tuyère 8 axialement mobile, à section variable de passage des gaz, on peut répartir de façon optimale la puissance entre les hélices 3, 4 et la tuyère 8 pour notamment réduire les nuisances sonores au décollage (en favorisant la tuyère) et la consommation en croisière (en favorisant les hélices).

A titre d'information, 7% de la poussée totale sont fournis par le jet gazeux avec une section de tuyère minimale (croisière, montée), tandis que 10% de la poussée sont fournis par le jet gazeux avec une section de tuyère maximale, le reste étant fournis par les hélices.

Cette répartition de puissance dans les open rotors ou turbopropulseurs à hélices dans des plages certes limitées, permet d'obtenir des gains en acoustique et en consommation de carburant, et également de limiter les contraintes sur les hélices notamment lors du décollage.

La variante de réalisation illustrée sur les figures 5 et 6 pour changer la section de passage 11 des gaz de combustion est proche de la précédente.

Des vérins de commande 15 également axiaux assurent le déplacement axial de la tuyère rotative 8 entre ses deux positions extrêmes selon les phases fonctionnelles de la turbomachine 1. Cependant, contrairement à la réalisation décrite, la partie avant 14 de la tuyère 8 ne s'engage pas aussi profondément dans la partie cylindrique correspondante rotative 7 de la nacelle 6, si bien que, lorsque les vérins 15 sont actionnés pour passer de leur position rentrée à leur position sortie, le bord avant 21 de la tuyère 8 s'éloigne, selon l'axe A, du bord arrière 19 terminant la partie cylindrique 7 de la nacelle 6 et laisse apparaître entre eux une ouverture cylindrique latérale 22.

Ainsi, comme le montre la figure 6, cette ouverture 22 crée une augmentation de la section d'éjection s'ajoutant à celle S2 en sortie de la tuyère, de sorte à obtenir, par ces variations de sections, une répartition de poussée appropriée entre les hélices et la tuyère.

Dans une variante de réalisation non illustrée, pour obtenir la variation de la section transversale annulaire du passage 11 des gaz de combustion

par le déplacement axial de la tuyère 8, on peut envisager l'utilisation de matériau à mémoire de forme.

En effet, on sait que les matériaux tels que les alliages métalliques à mémoire de forme présentent la particularité de posséder, à l'état solide, deux structures cristallines stables (l'une en phase austénitique, l'autre en phase martensitique) respectivement dans deux domaines de température différents qui correspondent chacun à une phase spécifique de la structure cristalline de l'alliage et qui sont séparés par une zone intermédiaire dite de température de transition. De la sorte, en fonction de la température, la pièce réalisée en un tel alliage peut prendre deux configurations distinctes stables, de façon réversible. A titre d'exemple, ces alliages sont métalliques, du type nickel-titane ou cuivre-zinc-aluminium, selon les applications.

Par exemple, en disposant une telle pièce non représentée entre la nacelle et la tuyère rotative, on peut déplacer axialement cette dernière, en fonction de la température, et faire varier la section transversale annulaire de sortie de la tuyère. Une telle pièce joue ainsi le rôle de « muscle » en lieu et place des vérins.

En variante, on pourrait également associer la pièce à mémoire de forme directement à la paroi de la tuyère voire l'intégrer à la tuyère même pour obtenir la variation de section d'éjection.

Pour rappel, une telle tuyère à section variable décrite ci-dessus en liaison avec un open rotor peut être également montée sur des turbopropulseurs ou autres turbomachines à hélice.

REVENDICATIONS

1. Turbomachine à hélice(s) pour aéronef, comportant au moins une turbine (5) apte à entraîner en rotation l'hélice (3, 4), et une tuyère (8) prolongeant coaxialement ladite turbine en ménageant, avec un cône de sortie (10) terminant la turbine, un passage (11) à section transversale annulaire pour les gaz de combustion qui traversent la turbine, la tuyère (8) étant montée mobile entre deux positions extrêmes pour lesquelles la section transversale annulaire du passage (11) est respectivement minimale ou maximale, et des moyens de commande (12) étant associés à la tuyère pour changer la position de celle-ci et faire varier la section transversale du passage des gaz de combustion selon les phases fonctionnelles de l'aéronef, caractérisée par le fait que, pour obtenir la variation de section transversale du passage (11) des gaz de combustion, ladite tuyère (8) se déplace, sous l'action des moyens de commande (12), en translation parallèlement à l'axe longitudinal de la turbomachine vers lequel converge le cône de sortie (10) de la turbine.

2. Turbomachine selon la revendication 1, dans laquelle les moyens de commande (12) sont définis par des vérins ou analogues (15) reliant une partie de nacelle (6) périphérique entourant la turbine, à la tuyère (8).

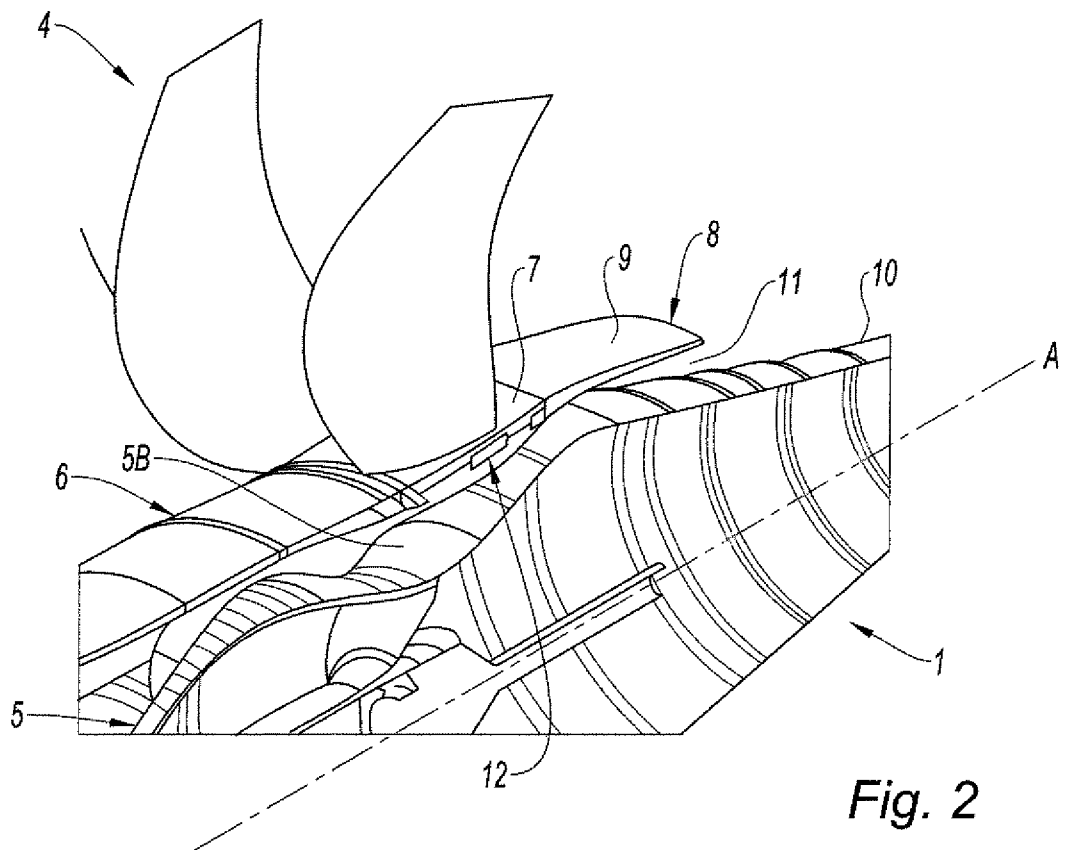
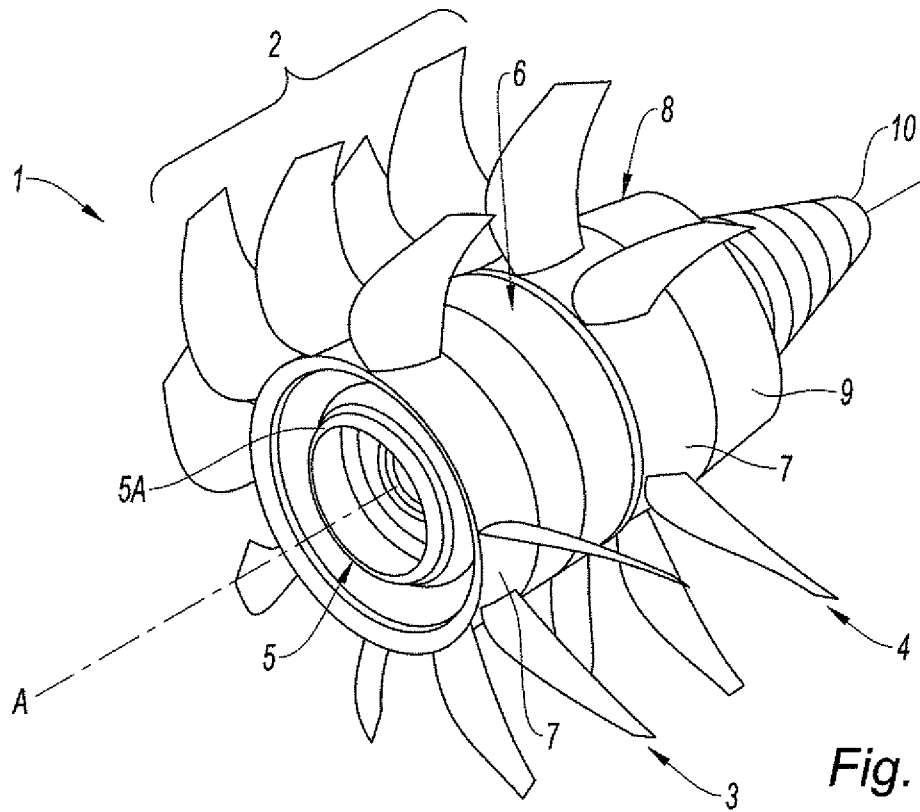
3. Turbomachine selon la revendication 2, dans laquelle les vérins de commande (15) sont disposés de façon régulièrement répartie angulairement autour de la tuyère, parallèlement à l'axe longitudinal de la turbomachine.

4. Turbomachine selon l'une des revendications 1 à 3, dans laquelle, lors du déplacement en translation de la tuyère entre ses positions extrêmes, la paroi cylindrique (9) de celle-ci reste au contact de celle (7) de la nacelle.

5. Turbomachine selon l'une des revendications 1 à 3, dans laquelle, lors du déplacement en translation de la tuyère entre sa position extrême à section de passage minimale et sa position extrême à section de passage maximale, une ouverture annulaire (22) se crée entre la nacelle (6) et la tuyère (8).

6. Turbomachine selon la revendication 1, dans laquelle les moyens de commande (12) de la tuyère (8) sont réalisés en un matériau à mémoire de forme à deux états stables en fonction de la température, correspondant aux positions extrêmes de la tuyère pour lesquelles la section de passage est minimale ou maximale.

1 / 2



2 / 2

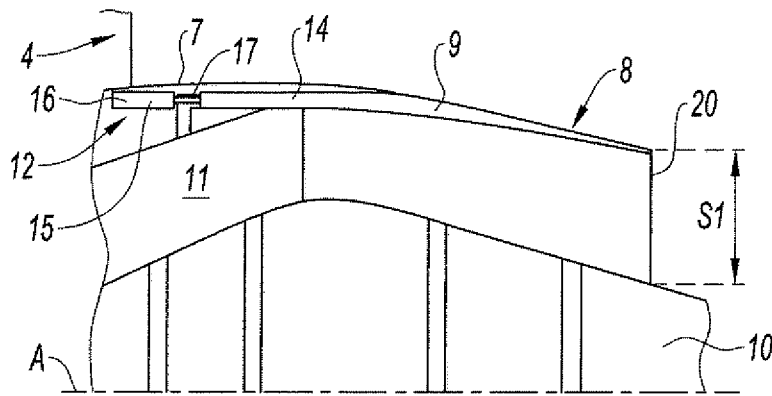


Fig. 3

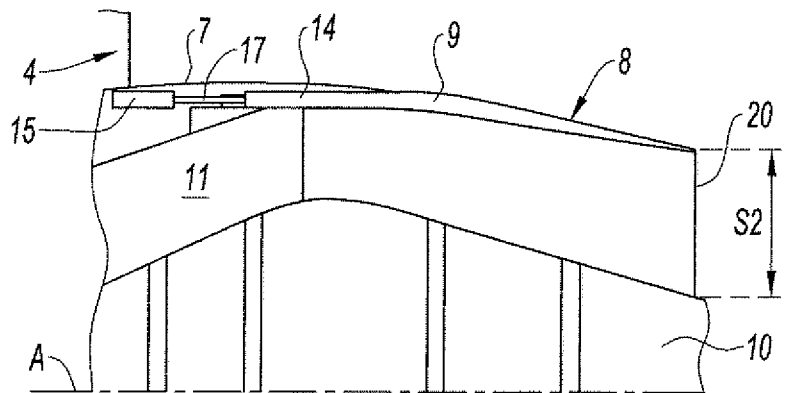


Fig. 4

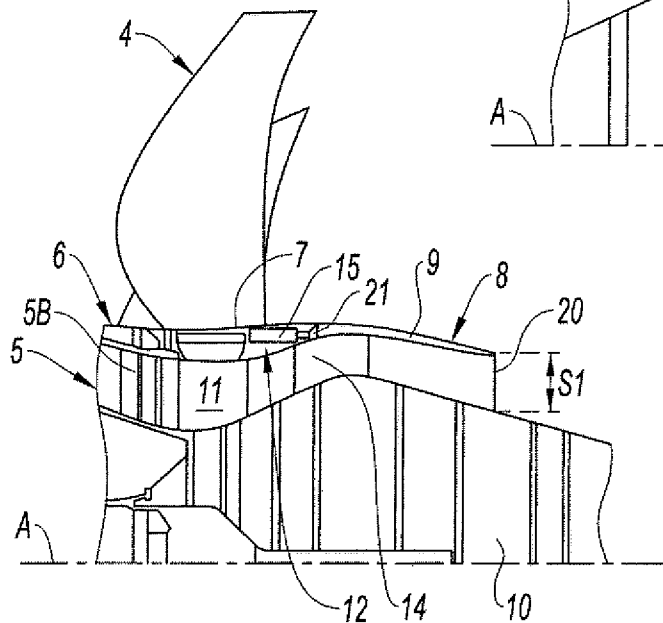


Fig. 5

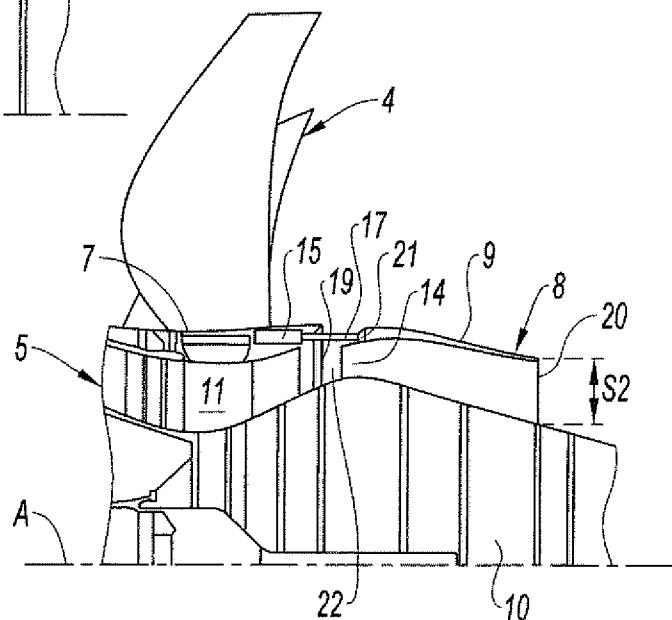


Fig. 6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2012/050537

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F02K1/09 F02K3/02 F02K3/072 B64C11/48 F02K3/075
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)
F02K B64C

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	FR 2 944 774 A1 (SNECMA [FR]) 29 October 2010 (2010-10-29) figures	1-6
A	----- US 2 537 772 A (LUNDQUIST WILTON G ET AL) 9 January 1951 (1951-01-09) figure 1	1-6
A	----- US 4 446 696 A (SARGISSON DONALD F [US] ET AL) 8 May 1984 (1984-05-08) abstract; figure 1 -----	1-6



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

9 May 2012

Date of mailing of the international search report

16/05/2012

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

Raspo, Fabrice

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2012/050537

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
FR 2944774	A1	29-10-2010	NONE
US 2537772	A	09-01-1951	NONE
US 4446696	A	08-05-1984	CA 1190050 A1 09-07-1985
		DE 3223201 A1 13-01-1983	
		FR 2508552 A1 31-12-1982	
		GB 2100799 A 06-01-1983	
		IT 1151665 B 24-12-1986	
		JP 58012899 A 25-01-1983	
		SE 450786 B 27-07-1987	
		SE 8203975 A 28-06-1982	
		US 4446696 A 08-05-1984	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2012/050537

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F02K1/09 F02K3/02 F02K3/072 B64C11/48 F02K3/075 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) F02K B64C		
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	FR 2 944 774 A1 (SNECMA [FR]) 29 octobre 2010 (2010-10-29) figures	1-6
A	----- US 2 537 772 A (LUNDQUIST WILTON G ET AL) 9 janvier 1951 (1951-01-09) figure 1	1-6
A	----- US 4 446 696 A (SARGISSON DONALD F [US] ET AL) 8 mai 1984 (1984-05-08) abrégé; figure 1 -----	1-6
☐ 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 9 mai 2012		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 16/05/2012
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 Raspo, Fabrice

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2012/050537

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2944774	A1	29-10-2010	AUCUN	
US 2537772	A	09-01-1951	AUCUN	
US 4446696	A	08-05-1984	CA 1190050 A1	09-07-1985
			DE 3223201 A1	13-01-1983
			FR 2508552 A1	31-12-1982
			GB 2100799 A	06-01-1983
			IT 1151665 B	24-12-1986
			JP 58012899 A	25-01-1983
			SE 450786 B	27-07-1987
			SE 8203975 A	28-06-1982
			US 4446696 A	08-05-1984