



(51) Classification internationale des brevets :

F04D 27/02 (2006.01) F02C 7/18 (2006.01)  
F04D 29/28 (2006.01) F04D 29/68 (2006.01)  
B01D 45/14 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2010/050605

(22) Date de dépôt international :

31 mars 2010 (31.03.2010)

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

0952227 6 avril 2009 (06.04.2009) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :  
TURBOMECA [FR/FR]; BP 2, F-64510 Bordes (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : BRILLET, Christophe, Michel, Georges, Marcel [FR/FR]; 7, rue Carrérot, F-64290 Gan (FR). PORODO, Jérôme, Yves, Félix, Gilbert [FR/FR]; 26, rue Serviez, F-64000 Pau (FR). TARNOWSKI, Laurent, Pierre [FR/FR]; 95 boulevard Alsace Lorraine, F-64000 Pau (FR).

(74) Mandataires : BALESTA, Pierre et al.; Cabinet BEAU DE LOMENIE, 158, rue de l'Université, F-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, 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, RO, RS, RU, 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, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (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, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : AIR BLEED HAVING AN INERTIAL FILTER IN THE TANDEM ROTOR OF A COMPRESSOR

(54) Titre : PRELEVEMENT D' AIR AVEC FILTRE INERTIEL DANS LE ROTOR TANDEM D' UN COMPRESSEUR

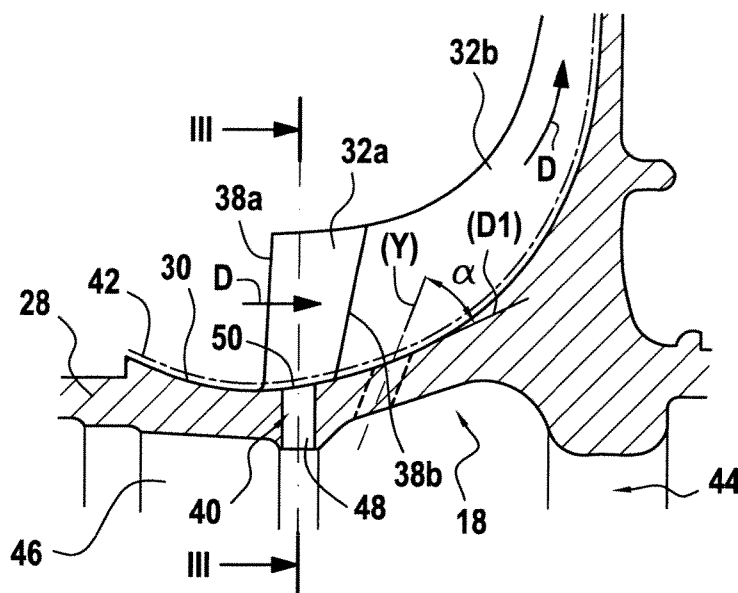


FIG.2

(57) Abstract : The invention relates to a secondary air system (12) for a compressor (16b) of the centrifuge or mixed type, comprising a rotor (18) having a rotational axis (X), said compressor being suitable for compressing an oxidizing gas. The secondary air system (12) comprises a system (40), arranged in the rotor (18), for taking off oxidizing gas.

(57) Abrégé : L'invention concerne un système d'air secondaire (12) pour un compresseur (16b) de type centrifuge ou mixte comportant un rotor (18) muni d'un axe de rotation (X), ledit compresseur étant adapté pour comprimer un gaz comburant. Le système d'air secondaire (12) comporte un système de prélèvement de gaz comburant (40) aménagé dans le rotor (18).

**WO 2010/116071 A1**



---

**Publiée :**

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

## **PRELEVEMENT D ' AIR AVEC FILTRE INERTIEL DANS LE ROTOR TANDEM D ' UN COMPRESSEUR**

La présente invention concerne le domaine technique des systèmes d'air secondaires pour compresseurs centrifuges ou mixtes, et notamment les  
5 systèmes d'air secondaires pour des compresseurs centrifuges ou mixtes de turbines à gaz d'aéronefs.

De manière usuelle, une turbine à gaz se compose d'une entrée d'air destinée à capter un gaz comburant, usuellement de l'air, et à l'amener à l'entrée d'un système de compression qui comprime le gaz  
10 comburant. Le système de compression se compose d'au moins un compresseur de type mixte ou de type centrifuge, chaque compresseur de type centrifuge comportant au moins un rotor monté sur un arbre de transmission et au moins un stator. Le gaz comburant comprimé par le système de compression est mélangé à du carburant et brûlé au sein  
15 d'une chambre de combustion. Au moins une turbine montée sur l'arbre de transmission convertit une partie de l'énergie cinétique des gaz brûlés par la chambre de combustion en énergie mécanique permettant au moins l'entraînement du ou des compresseur(s). Les gaz brûlés échangent de la chaleur avec des pièces chaudes, par exemple la ou les turbine(s), qu'il  
20 convient de refroidir afin de limiter leur échauffement.

Dans les turbines à gaz du type comprenant au moins un compresseur centrifuge ou mixte, il est connu de réaliser ce refroidissement au moyen d'un système d'air secondaire adapté pour prélever du gaz comburant au niveau du stator dudit compresseur  
25 centrifuge ou mixte. Le prélèvement est usuellement réalisé au moyen d'une pluralité d'orifices de prélèvement disposés tangentiellement à l'écoulement du fluide.

Cependant, le gaz comburant peut comporter des particules polluantes qui colmatent notamment, au moins en partie, lesdits orifices  
30 de prélèvement. Ce phénomène de colmatage aboutit à une diminution sensible de la quantité de gaz prélevée par le système d'air secondaire, et par conséquent à une montée en température des pièces chaudes, elle-même à l'origine d'une diminution de leur durée de vie et/ou de leur résistance mécanique.

35 Par ailleurs, le rendement global du compresseur centrifuge ou mixte peut être diminué par des perturbations de l'écoulement du gaz

comburant le long du rotor de ce compresseur, par exemple par le décollement d'une couche limite de gaz comburant en contact avec ce rotor.

Un premier objet de la présente invention est d'offrir un  
5 système d'air secondaire robuste à la pollution du gaz comburant.

Un deuxième objet de la présente invention est d'offrir un système d'air secondaire permettant d'améliorer l'écoulement de l'air au sein d'un compresseur centrifuge ou mixte.

Afin de résoudre au moins un des deux problèmes techniques  
10 énoncés ci-dessus, un système d'air secondaire selon l'invention est destiné à être intégré à un compresseur centrifuge ou mixte adapté pour comprimer un gaz comburant, ledit compresseur centrifuge ou mixte comportant un rotor muni d'un axe de rotation.

De manière avantageuse, le système d'air secondaire selon  
15 l'invention comporte un système de prélèvement de gaz comburant aménagé dans le rotor du compresseur. Celui-ci permet la centrifugation des particules polluantes éventuellement contenues dans le gaz comburant, ce qui empêche, ou à tout le moins limite, le colmatage progressif du système de prélèvement par lesdites particules polluantes.

20 De plus, le système d'air secondaire selon l'invention améliore l'aérodynamique du compresseur en assainissant l'écoulement du gaz comburant le long du rotor.

Selon une variante préférée de réalisation, le système d'air  
25 secondaire est destiné à être intégré à un compresseur d'une turbine à gaz du type comprenant une chambre de combustion, adaptée pour brûler au moins le gaz comprimé, et au moins une pièce chaude en contact avec les gaz brûlés. Selon cette variante, le système d'air secondaire comporte en outre un système d'acheminement des gaz prélevés à au moins une des pièces chaudes afin d'en abaisser la température.

30 Selon un mode préférentiel de réalisation, le système d'air secondaire est destiné à être intégré à un compresseur comprenant une surface externe. Selon ce mode de réalisation, le système d'acheminement comporte au moins une cavité interne au rotor, tandis que le système de prélèvement comporte au moins un orifice réalisé sur le rotor. Chaque  
35 orifice s'étend à partir de la surface externe, débouche dans au moins une cavité et comprend un axe d'orifice.

Le système d'air secondaire selon l'invention peut en outre comporter au moins l'une des caractéristiques avantageuses suivantes :

- le système d'air secondaire est destiné à être intégré à un compresseur d'une turbine à gaz du type comprenant au moins une turbine,
- 5 - le système d'acheminement permet d'envoyer les gaz prélevés vers la turbine,
- le rotor comprend un moyeu et au moins un des orifices est réalisé au niveau du moyeu,
- le système d'air secondaire est destiné à être installé sur un compresseur dont le rotor comprend une pluralité de pales principales et/ou de pales intercalaires,
- 10 - chaque pale principale est munie d'un bord d'attaque principal,
- chaque pale intercalaire est munie d'un bord d'attaque intercalaire,
- au moins un orifice est au moins partiellement positionné axialement, relativement à l'axe de rotation, entre un bord d'attaque principal et un bord d'attaque intercalaire,
- 15 - au moins un orifice est au moins partiellement positionné axialement, relativement à l'axe de rotation et selon le sens d'écoulement du gaz comburant, après un bord d'attaque intercalaire,
- 20 - au moins un orifice est au moins partiellement positionné axialement, relativement à l'axe de rotation, avant les bords d'attaque des pales principales .
- chaque pale du type principale ou intercalaire comprend un extradós,
- au moins un orifice est au moins partiellement positionné radialement, relativement à l'axe de rotation, à proximité de l'un des extradós.
- 25

Un troisième objet de la présente invention est d'offrir un rotor de compresseur robuste à la pollution du gaz comburant.

A cette fin, un rotor de compresseur selon l'invention comporte un système d'aération secondaire tel que précédemment défini.

- 30 Un quatrième objet de la présente invention est d'offrir un compresseur robuste à la pollution du gaz comburant.

A cette fin, un compresseur selon l'invention comprend un rotor tel que précédemment défini.

- 35 Un cinquième objet de la présente invention est d'offrir une turbine à gaz robuste à la pollution du gaz comburant.

Un sixième objet de la présente invention est la possibilité d'optimiser le débit de gaz prélevé en fonction de la vitesse de rotation du compresseur.

5 A cette fin, une turbine à gaz selon l'invention comprend au moins un compresseur tel que précédemment défini.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront mieux à la lecture de la description qui suit de plusieurs modes de réalisation de l'invention donnés à titre d'exemples non limitatifs.

10 La description se réfère aux figures annexées, sur lesquelles :

- la figure 1 représente une vue en coupe partielle, selon un plan vertical, d'une turbine à gaz dont un compresseur est équipé du système d'air secondaire selon l'invention.
- la figure 2 représente une vue partielle du rotor du compresseur 15 équipé du système d'air secondaire selon l'invention, en coupe selon le plan de la figure 1.
- la figure 3 représente une vue partielle du rotor de la figure 2, dans le plan de coupe III-III défini sur la figure 2.
- la figure 4 une vue partielle du rotor du compresseur équipé d'un 20 système d'air secondaire selon une variante de l'invention, en coupe selon le plan de la figure 1.
- la figure 5 représente une vue partielle du rotor de la figure 4, dans le plan de coupe V-V défini sur la figure 4.

25 Sur la figure 1, on représente une turbine à gaz 10 équipée d'un système d'air secondaire 12 selon l'invention. Cette turbine à gaz 10 est destinée de manière préférentielle à équiper un aéronef, tel un hélicoptère par exemple.

Le fonctionnement général d'une turbine à gaz 10, connu en soi, ne sera pas traité dans la présente description.

30 Dans l'exemple de réalisation illustré, la turbine à gaz 10 comporte une entrée 14 adaptée pour capter un gaz comburant, usuellement de l'air, et nommé gaz capté dans la suite du présent texte.

Le gaz capté comporte ou peut comporter de la pollution sous forme de particules en suspension, par exemple des poussières, des 35 pollens ou de la vapeur d'eau.

Le gaz capté est ensuite comprimé dans au moins un étage de compression. Dans cet exemple de réalisation, la turbine à gaz 10 comporte un premier 16a et un deuxième 16b compresseurs centrifuges disposés en série, de sorte que le gaz capté alimente le premier  
5 compresseur centrifuge 16a et de sorte que le gaz comprimé par le premier compresseur centrifuge 16a alimente le deuxième compresseur centrifuge 16b.

Chaque compresseur centrifuge 16a, 16b comporte de manière usuelle un rotor 18, mobile en rotation autour d'un axe de rotation (X) et  
10 adapté pour accélérer du gaz, et un stator 20 adapté pour convertir au moins une partie de l'énergie cinétique du gaz en augmentation de pression du gaz.

Dans l'exemple de réalisation illustré, le système d'air secondaire 12 selon l'invention est installé sur le deuxième compresseur  
15 centrifuge 16b, c'est-à-dire sur le compresseur aval.

Le gaz comprimé par au moins un compresseur 16a, 16b, nommé gaz comprimé dans la suite du présent texte, est ensuite amené dans une chambre de combustion 22 où il est mélangé à un carburant puis brûlé.

20 Le gaz brûlé dans la chambre de combustion 22, nommé gaz brûlé dans la suite du présent texte, est ensuite acheminé jusqu'à au moins une turbine 24 adaptée pour convertir au moins une partie de l'énergie cinétique des gaz brûlés en énergie mécanique permettant au moins l'entraînement des compresseurs 16a, 16b.

25 L'ensemble des pièces en contact avec les gaz brûlés constituent les pièces chaudes 26. Les gaz brûlés échangent de la chaleur avec lesdites pièces chaudes 26.

Certaines pièces chaudes doivent être refroidies afin de limiter leur montée en température, par exemple afin d'éviter leur  
30 endommagement. Chaque turbine 24 est un exemple de pièce chaude 26 dont il convient de limiter la montée en température afin d'éviter son endommagement. Cet air prélevé peut également être utilisé pour pressuriser certains paliers du moteur.

Selon une variante de réalisation, le système d'air secondaire 12  
35 selon l'invention est installé de manière similaire, mutatis mutandis, sur le premier compresseur centrifuge 16a.

De manière générale, si la turbine à gaz 10 comporte plusieurs compresseurs centrifuges, le système d'air secondaire 12 selon l'invention peut être installé de manière équivalente sur chacun desdits compresseurs centrifuges et/ou sur plus d'un compresseur centrifuge.

5 Par ailleurs, le système d'air secondaire 12 peut être installé sur tout type de compresseur centrifuge et/ou sur tout type de turbine à gaz comportant au moins un compresseur centrifuge. Par exemple, le système d'air secondaire 12 peut être installé sur une turbine à gaz 10 du type comprenant un compresseur multi-étage muni d'un étage de fin de compression mixte ou centrifuge.

Les Figures 2 et 3 représentent des vues de détail du rotor 18 du deuxième compresseur centrifuge 16b équipé d'un système d'air secondaire 12 selon l'invention.

De manière usuelle, le rotor 18 comprend un moyeu 28 délimité  
15 au moins partiellement par une surface externe 30, de laquelle s'étendent une pluralité d'aubes ou de pales de type principale 32a et intercalaire 32b alternées.

Le gaz comburant pénètre axialement dans le rotor 18, relativement à l'axe de rotation (X), et s'écoule ensuite en direction du  
20 stator 20 le long de la surface externe 30. La vitesse du gaz comburant augmente tout au long de l'écoulement du fait de l'accélération centrifuge. Le gaz comburant s'écoule, selon un sens d'écoulement D qui est dirigé depuis l'extrémité amont du rotor 18 vers son extrémité aval.

Chaque pale 32a, 32b présente classiquement un intrados 34 et  
25 un extrados 36 opposé qui s'étendent à partir de la surface externe 30 du rotor 18. L'extrados 36 est relié à l'intrados 34 par un bord d'attaque principal 38a, pour une pale principale 32a, et par un bord d'attaque intercalaire 38b pour une pale intercalaire 32b.

Selon l'invention, le système d'air secondaire 12 prélève du gaz  
30 comburant au niveau du rotor 18. A cette fin, le système d'air secondaire 12 comporte un système de prélèvement 40 de gaz comburant au niveau du rotor 18. Le gaz prélevé par le système de prélèvement 40 est nommé gaz prélevé dans la suite du présent texte.

L'écoulement du gaz comburant le long des pales 32a, 32b du  
35 deuxième compresseur 16b s'effectue selon une pluralité de filets fluides non représentés. Les filets fluides sensiblement en contact avec la surface



externe 30, l'intrados 34 ou l'extrados 36 des pales 32a, 32b définissent une couche limite 42. La couche limite 42 est sensible au problème de décollement, bien connu de l'homme du métier et qui provoque des turbulences au sein de l'écoulement du gaz comburant, et par conséquent des pertes de rendement du compresseur centrifuge.

Le fait de prélever du gaz comburant au niveau de la couche limite 42 permet avantageusement de minimiser les risques de décollement de la couche limite 42, d'augmenter le rendement global du deuxième compresseur centrifuge 42 et d'assainir l'écoulement du gaz comburant le long des pales 32a, 32b du rotor 18.

Selon un mode préféré de réalisation, le système d'air secondaire 12 achemine le gaz prélevé à au moins une pièce chaude 26, et de préférence à au moins une turbine 24, afin d'en réguler la température. A cette fin, le système d'air secondaire 12 comporte un système d'acheminement des gaz prélevés 44. Le gaz acheminé par le système d'acheminement 44 est nommé gaz acheminé dans la suite du présent texte.

Le fait de prélever le gaz comburant au niveau du rotor 18 permet de centrifuger d'éventuelles particules polluantes contenues dans le gaz comburant, et donc de purifier le gaz comburant. Cela évite l'encrassement du système de prélèvement 40 et donc une diminution au cours du temps de la quantité de gaz comburant prélevé.

Dans l'exemple de réalisation illustré, le système d'acheminement 44 comporte une cavité 46 interne au rotor 18, et le système de prélèvement 40 comporte une pluralité d'orifices 48 réalisés sur le moyeu 28 du rotor 18 et répartis angulairement.

Selon une variante non représentée de l'invention, le système d'acheminement peut comporter une pluralité de cavités connectées ou non. Dans ce cas, chaque cavité peut comporter un ou plusieurs orifices ayant des positions différentes d'une cavité à l'autre.

Chaque orifice 48 s'étend à partir d'une face supérieure 50 aménagée dans la surface externe 30 du rotor 18 et débouche dans la cheminée axiale 46. Chaque orifice s'étend sensiblement selon un axe d'orifice (Y). En outre, chaque orifice 48 a de préférence mais pas exclusivement une forme sensiblement cylindrique, étant précisé que cet orifice peut présenter une section constante ou bien évolutive.

Dans l'exemple de réalisation illustré, chaque orifice 48 est au moins partiellement positionné axialement, relativement à l'axe de rotation (X), entre un bord d'attaque principal 38a et un bord d'attaque intercalaire 38b. Plus particulièrement, la face supérieure 50 de chaque orifice 48 est positionnée axialement, relativement à l'axe de rotation (X), entre un bord d'attaque principal 38a et un bord d'attaque intercalaire 38b.

Selon une variante de réalisation, chaque orifice 48 est au moins partiellement positionné axialement, relativement à l'axe de rotation (X) et selon le sens d'écoulement D, après un bord d'attaque intercalaire 38b.

Les orifices 48 pourraient également être disposés entre l'extrémité amont du rotor et le bord d'attaque principal 38a.

Chaque orifice 48 est en outre au moins partiellement positionné radialement, relativement à l'axe de rotation (X), à proximité d'un extradados 36. Plus particulièrement, la face supérieure 50 de chaque orifice 48 est positionnée radialement, relativement à l'axe de rotation (X), plus près de l'extrados 36 d'une pale principale 32a que de l'intrados 34 de la pale principale 32a adjacente.

Comme représenté sur la figure 4, un premier angle d'inclinaison  $\alpha$  est défini pour chaque orifice comme étant l'angle orienté formé entre une droite (D1) tangente à la surface externe 30 et coplanaire à l'axe de rotation (X), d'une part, et l'axe de l'orifice (Y), d'autre part.

Comme représenté sur la figure 5, un second angle d'inclinaison  $\beta$  est défini pour chaque orifice comme étant l'angle orienté formé entre une droite (D2) tangente à la surface externe 30 et orthogonale à l'axe de rotation (X), d'une part, et l'axe de l'orifice (Y), d'autre part.

Dans le cas où le premier angle  $\alpha$  et/ou le second angle  $\beta$  d'un orifice 48 est (sont) compris entre 0 et 90°, l'orifice 48 favorise la résistance à la pollution au détriment de la quantité d'air prélevée par le système d'air secondaire 12. A l'inverse, l'orifice 48 augmente la quantité d'air prélevée par le système d'air secondaire 12 au détriment de la robustesse à la pollution lorsque le premier angle  $\alpha$  et/ou le second angle  $\beta$  d'un orifice 48 est (sont) compris entre 90° et 180°.

Ainsi, il est possible de modifier ou d'ajuster le compromis entre la quantité de gaz comburant prélevée et la robustesse à la pollution du système d'air secondaire 12, en jouant sur le premier angle  $\alpha$  et/ou le second angle  $\beta$  de chaque orifice 48 composant ledit système d'air

secondaire 12. De plus, il est possible d'ajuster la quantité de gaz comburant prélevé pour une vitesse de rotation du compresseur donnée en jouant sur le premier angle  $\alpha$  et/ou le second angle  $\beta$  de chaque orifice 48 composant ledit système d'air secondaire 12.

5 Par conséquent, le débit d'air circulant à travers chaque orifice 48 peut-être prédéterminé en fixant le premier angle d'inclinaison  $\alpha$  à une première valeur prédéterminée et/ou en fixant le second angle d'inclinaison  $\beta$  à une seconde valeur prédéterminée. On comprend donc que pour une vitesse de rotation du compresseur donnée, la valeur du  
10 premier angle  $\alpha$  et/ou la valeur du second angle  $\beta$  sont des paramètres permettant d'ajuster le débit d'air circulant au travers des orifices 48 à une valeur prédéterminée.

Bien entendu, l'exemple de réalisation des orifices 48 décrit ci-dessus n'a pas de caractère limitatif. Il est par exemple possible de  
15 réaliser les orifices sur une autre partie du rotor 18 que le moyeu 28. Il est également possible de réaliser des orifices 48 dont le positionnement axial et/ou le positionnement azimuthal et/ou le positionnement radial et/ou le premier angle  $\alpha$  et/ou le second angle  $\beta$  est (sont) variable(s).

## REVENDEICATIONS

1. Système d'air secondaire (12) pour un compresseur centrifuge ou mixte (16b) comportant un rotor (18) muni d'un axe de rotation (X), ledit compresseur (16b) étant adapté pour comprimer un gaz  
5 comburant, caractérisé en ce que le système d'air secondaire (12) comporte un système de prélèvement de gaz comburant (40) aménagé dans le rotor (18) ; le compresseur (16b) comprenant une surface externe (30), une chambre de combustion (22) adaptée pour brûler au moins le  
10 gaz comprimé, au moins une pièce chaude (26) en contact avec les gaz brûlés, et un système d'acheminement (44) des gaz prélevés à la pièce chaude (26) afin d'en abaisser la température, le système d'acheminement (44) comportant au moins une cavité (46) interne au rotor (18) et une pluralité d'orifices (48) réalisée sur le rotor (18), chaque orifice (48)  
15 comprenant un axe d'orifice (Y), s'étendant à partir de la surface externe (30) et débouchant dans ladite cavité (46) ; le rotor (18) comprenant une pluralité de pales principales (32a) et de pales intercalaires (32b), chaque pale principale (32a) étant munie d'un bord d'attaque principal (38a) et chaque pale intercalaire (32b) étant munie d'un bord d'attaque intercalaire  
20 (38b), au moins un des orifices (48) étant partiellement positionné axialement, relativement à l'axe de rotation (X), entre un bord d'attaque principal (38a) et un bord d'attaque intercalaire (38b).

2. Système d'air secondaire (12) selon la revendication 1 pour un compresseur (16b) d'une turbine à gaz (10) du type comprenant au  
25 moins une turbine (24), caractérisé en ce que le système d'acheminement (44) permet d'envoyer les gaz prélevés vers la turbine (24).

3. Système d'air secondaire (12) selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que le rotor (18) comprend un moyeu (28), et en ce qu'au moins un des orifices (48) est ménagé dans le moyeu (28).

30 4. Système d'air secondaire (12) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que chaque pale du type principale (32a) ou intercalaire (32b) comprend un extradados (36) et un intrados (34) opposé, et en ce qu'au moins l'un des orifices (48) est au moins partiellement positionné radialement, relativement à l'axe de rotation (X),  
35 plus près de l'extrados (36) d'une pale principale (32a) que de l'intrados (34) d'une pale principale (32a) adjacente.

5. Système d'air secondaire (12) selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que le débit d'air circulant à travers chaque orifice (48) est prédéterminé en fixant un premier angle d'inclinaison ( $\alpha$ ) défini pour chaque orifice (48) comme étant l'angle orienté formé entre une droite (D1) tangente à la surface externe (30) et coplanaire à l'axe de rotation (X), d'une part, et l'axe de l'orifice (Y), d'autre part, à une première valeur prédéterminée, et/ou en fixant un second angle d'inclinaison ( $\beta$ ) défini pour chaque orifice (48) comme étant l'angle orienté formé entre une droite (D2) tangente à la surface externe (30) et orthogonale à l'axe de rotation (X), d'une part, et l'axe de l'orifice (Y), d'autre part, à une seconde valeur prédéterminée.

6. Rotor (18) d'un compresseur (16b), caractérisé en ce qu'il comprend un système d'air secondaire (12) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5.

7. Compresseur (16b), caractérisé en ce qu'il comprend un rotor selon la revendication 6.

8. Turbine à gaz (10), caractérisée en ce qu'elle comprend un compresseur (16b) selon la revendication 7.

1/3

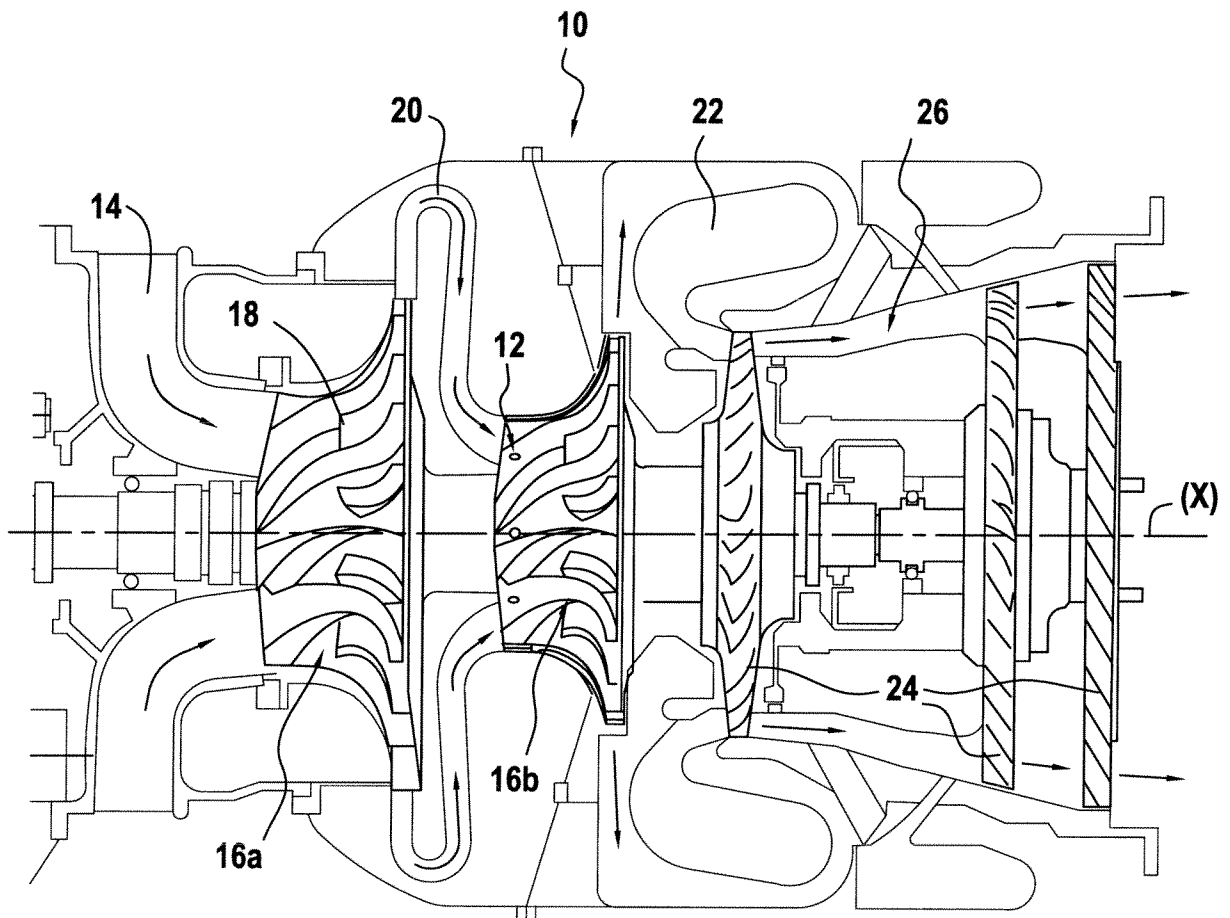
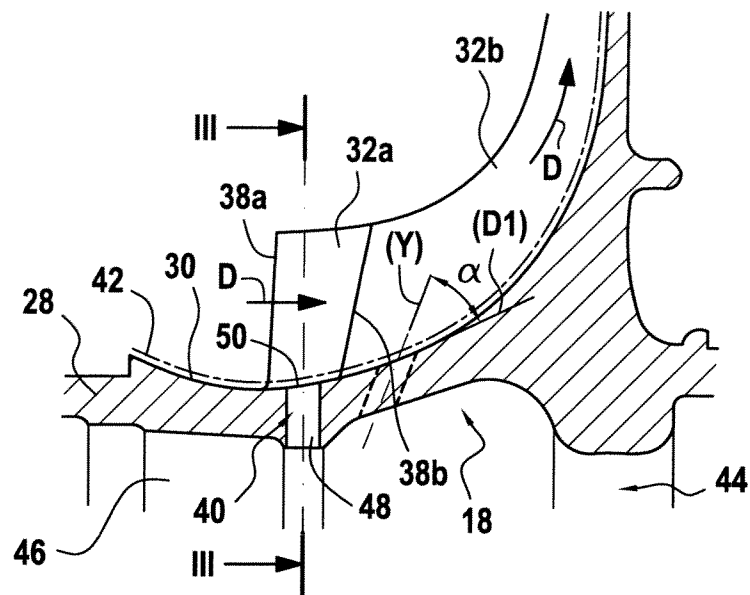


FIG.1

2/3



**FIG.2**

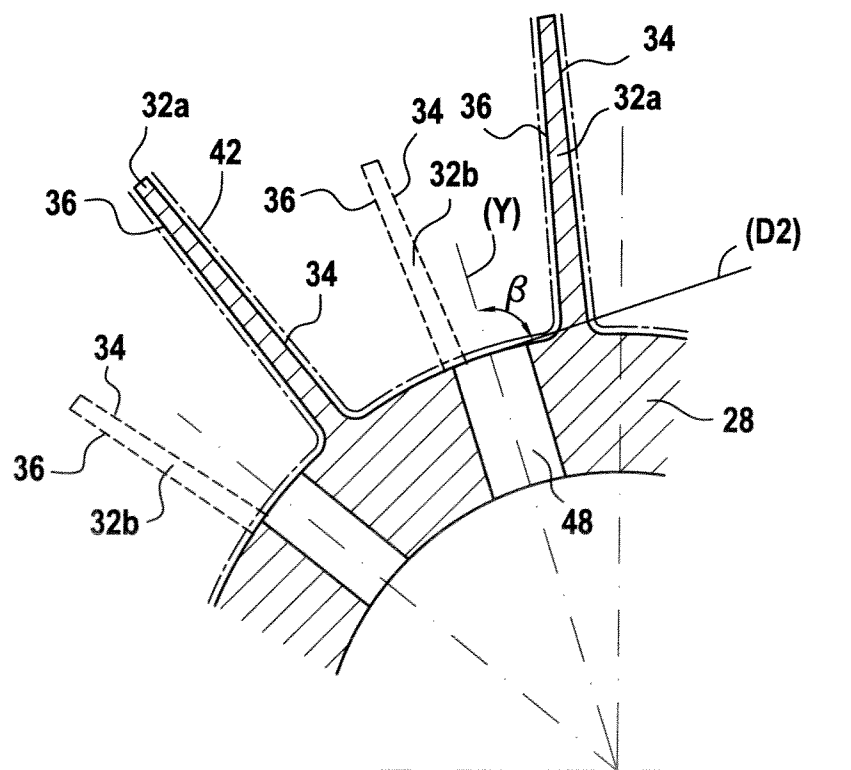


FIG.3

3/3

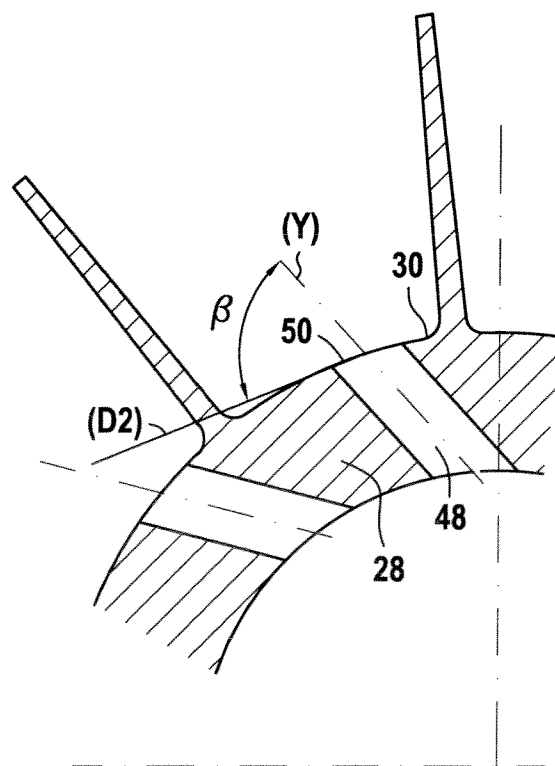
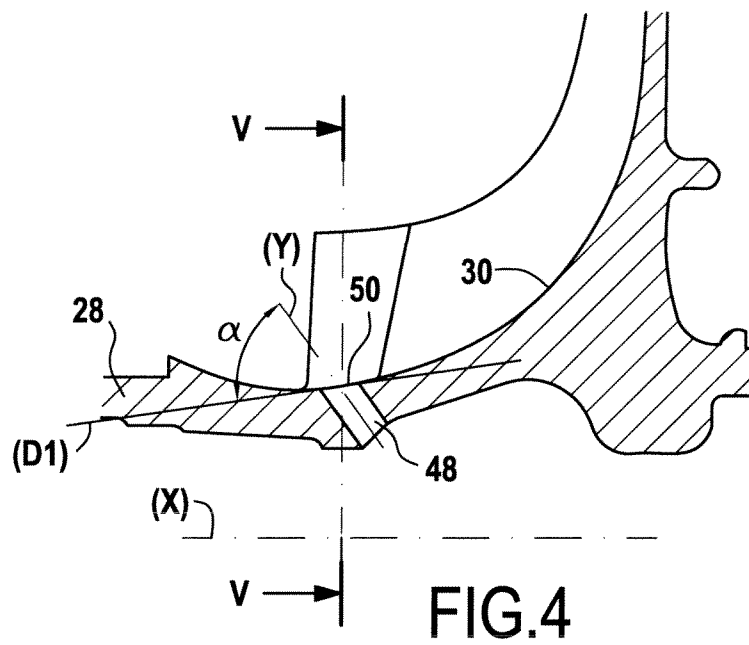


FIG.5



# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No  
PCT/FR2010/050605

## A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. F04D27/02 F04D29/28 B01D45/14 F02C7/18 F04D29/68  
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)

F04D F02C F01D B01D

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 practical, search terms used)

EPO-Internal

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	GB 1 239 196 A (UNITED AIRCRAFT CORPORATION) 14 July 1971 (1971-07-14) figure 1 page 1, lines 30-50	1-8
A	US 2 709 893 A (RUDOLPH BIRMANN) 7 June 1955 (1955-06-07) figures 1,5 column 3, lines 59-64 column 6, lines 1-3 column 7, lines 41-45	1-8
A	US 2 620 123 A (PARDUCCI WILLIAM J) 2 December 1952 (1952-12-02) column 1, line 33 - column 2, line 22; figure 1	1-8
	----- -/--	



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 document 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

2 June 2010

Date of mailing of the international search report

14/06/2010

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

Brouillet, Bernard

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No  
PCT/FR2010/050605

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	WO 88/04722 A (SUNDSTRAND CORP [US]) 30 June 1988 (1988-06-30) page 5, line 14 - page 6, line 14; figures 1,2 -----	1-8
A	US 2 283 176 A (RUDOLPH BIRMANN) 19 May 1942 (1942-05-19) page 3, column 2, lines 33-51; figures 5-8 -----	1-8
A	US 6 047 540 A (DEV SUDARSHAN PAUL [US]) 11 April 2000 (2000-04-11) column 4, line 65 - column 5, line 30; figures 1,7 -----	1-8
A	EP 0 049 655 A (SNECMA [FR]) 14 April 1982 (1982-04-14) page 1, lines 1-9; figures 1-3 -----	1-8

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2010/050605

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
GB 1239196	A	14-07-1971	DE 1926423 A1 FR 2010030 A1 US 3493169 A	11-12-1969 13-02-1970 03-02-1970
US 2709893	A	07-06-1955	NONE	
US 2620123	A	02-12-1952	NONE	
WO 8804722	A	30-06-1988	DE 3790822 T0 JP 1501648 T US 4800717 A	08-12-1988 08-06-1989 31-01-1989
US 2283176	A	19-05-1942	BE 431014 A CH 220012 A FR 845652 A GB 520045 A	31-12-1938 15-03-1942 30-08-1939 12-04-1940
US 6047540	A	11-04-2000	NONE	
EP 0049655	A	14-04-1982	DE 3171406 D1 FR 2491549 A1 JP 1399277 C JP 57093634 A JP 62004536 B US 4415310 A	22-08-1985 09-04-1982 07-09-1987 10-06-1982 30-01-1987 15-11-1983

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°  
PCT/FR2010/050605

## A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE

INV. F04D27/02 F04D29/28 B01D45/14 F02C7/18 F04D29/68  
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)

F04D F02C F01D B01D

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

## C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	GB 1 239 196 A (UNITED AIRCRAFT CORPORATION) 14 juillet 1971 (1971-07-14) figure 1 page 1, ligne 30-50	1-8
A	US 2 709 893 A (RUDOLPH BIRMANN) 7 juin 1955 (1955-06-07) figures 1,5 colonne 3, ligne 59-64 colonne 6, ligne 1-3 colonne 7, ligne 41-45	1-8
A	US 2 620 123 A (PARDUCCI WILLIAM J) 2 décembre 1952 (1952-12-02) colonne 1, ligne 33 - colonne 2, ligne 22; figure 1	1-8
	----- -/-	



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

2 juin 2010

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

14/06/2010

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

Brouillet, Bernard

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2010/050605

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	WO 88/04722 A (SUNDSTRAND CORP [US]) 30 juin 1988 (1988-06-30) page 5, ligne 14 - page 6, ligne 14; figures 1,2	1-8
A	US 2 283 176 A (RUDOLPH BIRMANN) 19 mai 1942 (1942-05-19) page 3, colonne 2, ligne 33-51; figures 5-8	1-8
A	US 6 047 540 A (DEV SUDARSHAN PAUL [US]) 11 avril 2000 (2000-04-11) colonne 4, ligne 65 - colonne 5, ligne 30; figures 1,7	1-8
A	EP 0 049 655 A (SNECMA [FR]) 14 avril 1982 (1982-04-14) page 1, ligne 1-9; figures 1-3	1-8

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2010/050605

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
GB 1239196	A	14-07-1971	DE 1926423 A1 FR 2010030 A1 US 3493169 A	11-12-1969 13-02-1970 03-02-1970
US 2709893	A	07-06-1955	AUCUN	
US 2620123	A	02-12-1952	AUCUN	
WO 8804722	A	30-06-1988	DE 3790822 T0 JP 1501648 T US 4800717 A	08-12-1988 08-06-1989 31-01-1989
US 2283176	A	19-05-1942	BE 431014 A CH 220012 A FR 845652 A GB 520045 A	31-12-1938 15-03-1942 30-08-1939 12-04-1940
US 6047540	A	11-04-2000	AUCUN	
EP 0049655	A	14-04-1982	DE 3171406 D1 FR 2491549 A1 JP 1399277 C JP 57093634 A JP 62004536 B US 4415310 A	22-08-1985 09-04-1982 07-09-1987 10-06-1982 30-01-1987 15-11-1983