

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
16 novembre 2017 (16.11.2017)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2017/194860 A1

(51) Classification internationale des brevets :

F01D 9/04 (2006.01) *F01D 5/18* (2006.01)
F01D 11/08 (2006.01) *F01D 25/24* (2006.01)
F01D 25/26 (2006.01) *F01D 5/28* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2017/051076

(22) Date de dépôt international :

04 mai 2017 (04.05.2017)

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

1654130 09 mai 2016 (09.05.2016) FR

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

(72) **Inventeurs :** LEPRETRE, Gilles ; 43 chemin du Foin,
33160 SAINT AUBIN DE MEDOC (FR). TESSON,
Thierry ; 2 rue Marengo, 33000 BORDEAUX (FR). LY-
PRENDI, Adèle ; 22 rue Beaufleury, 33800 BORDEAUX
(FR). REVEL, Thomas ; 356 rue Pasteur, Bat B4 Apt 65,
33200 BORDEAUX (FR).

(74) **Mandataire :** DESORMIERE, Pierre-Louis et al. ; Cabi-
net BEAU 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,

(54) Title: TURBINE RING ASSEMBLY WITH COLD SETTING

(54) Titre : ENSEMBLE D'ANNEAU DE TURBINE AVEC CALAGE A FROID

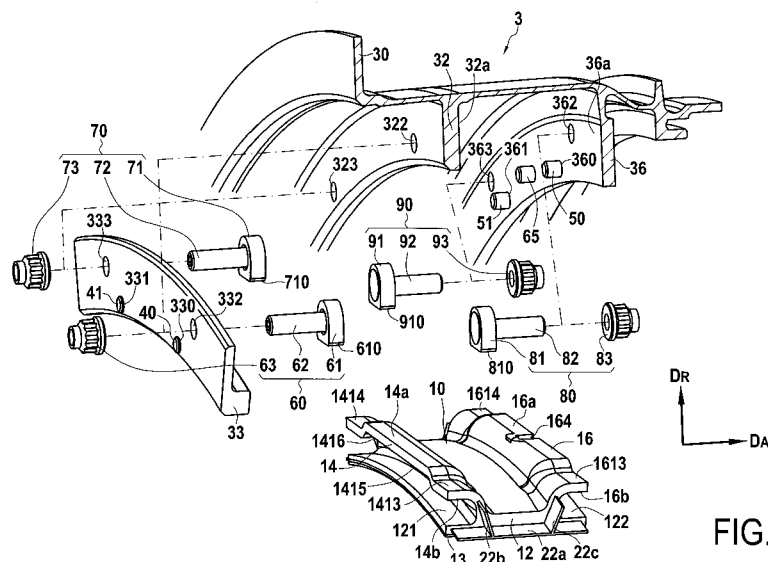


FIG.3

(57) **Abstract:** A turbine ring assembly comprises a plurality of ring sectors (10) made of a ceramic matrix composite material and forming a turbine ring and a ring support structure (3) comprising a first and a second annular flange (32, 36). Each ring sector having a K-shaped cross section with an internal face defining the internal face of the turbine ring and an external face from which extend a first and a second S-shaped tab (14, 16). The internal faces (14b, 16b) of the tabs (14, 16) of each ring sector (10) rest against a portion of holding elements (40, 41, 50, 51) that are secured to the annular flanges (32, 36). The annular flanges (32, 36) comprise, on their face (32a, 36a) facing the tabs (14, 16) of each ring sector (10), a plurality of clamping flanges (61, 71, 81, 91) that are distributed circumferentially on the flanges, the external faces (14a, 16a) of the tabs (14, 16) of each ring sector (10) being in contact with two

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), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée:

- avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2(h))

clamping flanges.

(57) Abrégé : Un ensemble d'anneau de turbine comprend une pluralité de secteurs d'anneau (10) en matériau composite à matrice céramique formant un anneau de turbine et une structure de support d'anneau (3) comportant une première et une deuxième brides annulaires (32, 36). Chaque secteur d'anneau présentant en coupe une forme de K avec une face interne définissant la face interne de l'anneau de turbine et une face externe à partir de laquelle s'étendent une première et une deuxième pattes (14, 16) en forme de S. Les faces internes (14b, 16b) des pattes (14, 16) de chaque secteur d'anneau (10) reposent sur une partie d'éléments de maintien (40, 41, 50, 51) solidaires des brides annulaires (32, 36). Les brides annulaires (32, 36) comprennent sur leur face (32a, 36a) en regard des pattes (14, 16) de chaque secteur d'anneau (10) une pluralité de brides de serrage (61, 71, 81, 91) réparties de manière circonférentielle sur les brides, les faces externes (14a, 16a) des pattes (14, 16) de chaque secteur d'anneau (10) étant en contact avec deux brides de serrage.

Ensemble d'anneau de turbine avec calage à froid

Arrière-plan de l'invention

Le domaine d'application de l'invention est notamment celui des
5 moteurs aéronautiques à turbine à gaz. L'invention est toutefois applicable
à d'autres turbomachines, par exemple des turbines industrielles.

Les matériaux composites à matrice céramique, ou CMC, sont
connus pour conserver leurs propriétés mécaniques à des températures
élevées, ce qui les rend aptes à constituer des éléments de structure
10 chaude.

Dans des moteurs aéronautiques à turbine à gaz, l'amélioration
du rendement et la réduction de certaines émissions polluantes conduisent
à rechercher un fonctionnement à des températures toujours plus élevées.
Dans le cas d'ensembles d'anneau de turbine entièrement métalliques, il
15 est nécessaire de refroidir tous les éléments de l'ensemble et en particulier
l'anneau de turbine qui est soumis à des flux très chauds, typiquement
supérieurs à la température supportable par le matériau métallique. Ce
refroidissement a un impact significatif sur la performance du moteur
puisque le flux de refroidissement utilisé est prélevé sur le flux principal du
20 moteur. En outre, l'utilisation de métal pour l'anneau de turbine limite les
possibilités d'augmenter la température au niveau de la turbine, ce qui
permettrait pourtant d'améliorer les performances des moteurs
aéronautiques.

Par ailleurs, un ensemble d'anneau de turbine métallique se
25 déforme sous l'effet des flux thermiques, ce qui modifie les jeux au niveau
de la veine d'écoulement et, par conséquent, les performances de la
turbine.

C'est pourquoi l'utilisation de CMC pour différentes parties
chaudes des moteurs a déjà été envisagée, d'autant que les CMC
30 présentent comme avantage complémentaire une masse volumique
inférieure à celle de métaux réfractaires traditionnellement utilisés.

Ainsi, la réalisation de secteurs d'anneau de turbine en une
seule pièce en CMC est notamment décrite dans les documents US
2012/0027572 et WO 2010/103213. Les secteurs d'anneau comportent
35 une base annulaire dont la face interne définit la face interne de l'anneau
de turbine et une face externe à partir de laquelle s'étendent deux parties

formant pattes dont les extrémités sont engagées dans des logements d'une structure métallique de support d'anneau.

L'utilisation de secteurs d'anneau en CMC permet de réduire significativement la ventilation nécessaire au refroidissement de l'anneau de turbine. Toutefois, le maintien en position des secteurs d'anneau demeure un problème en particulier vis-à-vis des dilatations différentielles qui peuvent se produire entre la structure métallique de support et les secteurs d'anneau en CMC. C'est pourquoi il est nécessaire de prévoir un jeu minimum entre les pièces assemblées. Or, un tel jeu ne permet pas un bon contrôle de la forme de la veine ni un bon comportement des secteurs d'anneau en cas de touche avec le sommet des aubes de la turbine. En outre, la présence d'un tel jeu entraîne des problèmes vibratoires.

Objet et résumé de l'invention

L'invention vise à éviter de tels inconvénients et propose à cet effet un ensemble d'anneau de turbine comprenant une pluralité de secteurs d'anneau en matériau composite à matrice céramique formant un anneau de turbine et une structure de support d'anneau comportant une première et une deuxième brides annulaires, la structure de support d'anneau étant en un matériau ayant un coefficient de dilatation thermique supérieur au coefficient de dilatation thermique du matériau composite à matrice céramique des secteurs d'anneau, chaque secteur d'anneau présentant en coupe selon un plan défini par une direction axiale et une direction radiale de l'anneau de turbine une forme de K ayant une partie formant base annulaire avec, dans la direction radiale de l'anneau de turbine, une face interne définissant la face interne de l'anneau de turbine et une face externe à partir de laquelle s'étendent une première et une deuxième pattes en forme de S, les pattes de chaque secteur d'anneau étant maintenues entre les deux brides annulaires de la structure de support d'anneau. L'ensemble d'anneau est caractérisé en ce que la face interne dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la première patte de chaque secteur d'anneau repose sur une partie d'un premier et deuxième éléments de maintien solidaires de la première bride annulaire et en ce que la face interne dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la deuxième patte de chaque secteur d'anneau repose sur une partie d'un troisième et quatrième éléments de maintien solidaires de la

deuxième bride annulaire. L'ensemble d'anneau est en outre caractérisé en ce que la première bride annulaire comprend sur sa face en regard de la première patte de chaque secteur d'anneau une pluralité de brides de serrage réparties de manière circonférentielle sur la première bride, la face
5 externe dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la première patte de chaque secteur d'anneau étant en contact avec deux brides de serrage, et en ce que la deuxième bride annulaire comprend sur sa face en regard de la deuxième patte de chaque secteur d'anneau une pluralité de brides de serrage réparties de manière circonférentielle sur la
10 deuxième bride, la face externe dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la deuxième patte de chaque secteur d'anneau étant en contact avec deux brides de serrage.

Grâce à la pluralité de brides de serrage présentes sur les brides annulaires de la structure de support d'anneau, il est possible de
15 maintenir les secteurs d'anneau sans jeu au niveau de leur montage à froid sur la structure de support d'anneau, les secteurs d'anneau étant maintenus, d'une part, par le contact entre la face interne des pattes des secteurs d'anneau et les éléments de maintien solidaires des brides annulaires de la structure de support d'anneau et, d'autre part, par le
20 contact entre la face externe des pattes des secteurs d'anneau et les brides de serrage également présentes sur les brides annulaires de la structure de support d'anneau.

Selon une caractéristique particulière de l'ensemble d'anneau de turbine de l'invention, les premier et deuxième éléments de maintien
25 sont formés respectivement par des premier et deuxième pions solidaires de la première bride annulaire et en ce que les troisième et quatrième éléments de maintien sont formés respectivement par des troisième et quatrième pions solidaires de la deuxième bride annulaire.

Selon un premier aspect particulier de l'ensemble d'anneau de turbine de l'invention, chaque bride de serrage appartient à un élément de
30 bridage réglable à excentrique. Grâce à l'utilisation des éléments de bridage à excentriques, il est possible de régler les appuis à froid entre les secteurs d'anneau et la structure de support d'anneau.

Selon un deuxième aspect particulier de l'ensemble d'anneau de turbine de l'invention, la face supérieure dans la direction radiale de
35 l'anneau de turbine de la première patte de chaque secteur d'anneau

comprend deux surfaces d'appui en contact respectivement avec deux brides de serrage de la première bride annulaire, la face inférieure dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la première patte de chaque secteur d'anneau comprenant deux surfaces de repos en contact respectivement avec les premier et deuxième éléments de maintien solidaires de la première bride annulaire, les deux surfaces d'appui et les deux surfaces de repos s'étendant suivant un même premier plan. La face supérieure dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la deuxième patte de chaque secteur d'anneau comprend deux surfaces d'appui en contact respectivement avec deux brides de serrage de la deuxième bride annulaire, la face inférieure dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la deuxième patte de chaque secteur d'anneau comprenant deux surfaces de repos en contact respectivement avec les troisième et quatrième éléments de maintien solidaires de la deuxième bride annulaire, les deux surfaces d'appui et les deux surfaces de repos s'étendant suivant un même deuxième plan. Cet alignement des zones de contact sur un plan d'appui permet d'éviter tout mouvement relatif lié aux écarts de coefficient de dilatation thermique dans le sens radial et de conserver les mêmes zones de contact aussi bien à froid qu'à chaud.

Selon un troisième aspect particulier de l'ensemble d'anneau de turbine de l'invention, la première ou deuxième patte de chaque secteur d'anneau comprend un évidement situé entre les deux surfaces d'appui et dans lequel est logé un élément de centrage solidaire de la première ou deuxième bride annulaire. L'élément de centrage permet de guider et de maintenir en position radiale les secteurs d'anneau lors des dilatations des brides de la structure de support d'anneau.

Selon un quatrième aspect particulier de l'ensemble d'anneau de turbine de l'invention, celui-ci comprend en outre une pluralité de flasque amont montés sur la première bride, chaque flasque amont comprenant un premier et deuxième éléments de maintien. L'utilisation de flasques permet de faciliter le montage des secteurs d'anneau sur la structure de support d'anneau.

35

Brève description des dessins.

L'invention sera mieux comprise à la lecture faite ci-après, à titre indicatif mais non limitatif, en référence aux dessins annexés sur lesquels :

- la figure 1 est une première vue schématique en perspective d'un mode de réalisation d'un ensemble d'anneau de turbine selon l'invention ;
- la figure 2 est une deuxième vue schématique en perspective de l'ensemble d'anneau de turbine de la figure 1 ;
- la figure 3 est une première vue schématique en perspective éclatée de l'ensemble d'anneau de turbine des figures 1 et 2 ;
- la figure 4 est une deuxième vue schématique en perspective éclatée de l'ensemble d'anneau de turbine des figures 1 et 2 ;
- la figure 5 est une vus schématique en perspective montrant le montage d'un secteur d'anneau sur la structure de support d'anneau des figures 1 et 2 ;
- la figure 6 est une vue en coupe de l'ensemble de l'anneau de turbine de la figure 1 ;
- la figure 7 est une vue en coupe de l'ensemble de l'anneau de turbine de la figure 6 selon le plan de coupe VII indiqué sur la figure 6 ;
- la figure 8 est une vue en coupe de l'ensemble de l'anneau de turbine de la figure 6 selon le plan de coupe VIII indiqué sur la figure 8.

25 Description détaillée de modes de réalisation

Les figures 1 et 2 montrent un ensemble d'anneau de turbine haute pression comprenant un anneau de turbine 1 en matériau composite à matrice céramique (CMC) et une structure métallique de support d'anneau 3. L'anneau de turbine 1 entoure un ensemble de pales rotatives (non représentées). L'anneau de turbine 1 est formé d'une pluralité de secteurs d'anneau 10, les figures 1 et 2 étant des vues en section radiale. La flèche DA indique la direction axiale de l'anneau de turbine 1 tandis que la flèche DR indique la direction radiale de l'anneau de turbine 1.

35 Chaque secteur d'anneau 10 présente, comme illustré sur la figure 3 et selon un plan défini par les directions axiale DA et radiale DR

une section sensiblement en forme de K comprenant une base annulaire 12 avec, suivant la direction radiale DR de l'anneau, une face interne revêtue d'une couche 13 de matériau abrasable définit la veine d'écoulement de flux gazeux dans la turbine. Des pattes amont et aval 14, 16 sensiblement en forme de S s'étendent, suivant la direction DR, à partir de la face externe de la base annulaire 12 sur toute la largeur de celle-ci et au-dessus de portions d'extrémité amont et aval 121 et 122 de la base annulaire 12. Les termes "amont" et "aval" sont utilisés ici en référence au sens d'écoulement du flux gazeux dans la turbine (flèche F sur les figures 1 et 2).

La structure de support d'anneau 3 qui est solidaire d'un carter de turbine 30 comprend une bride radiale amont annulaire 32 et une bride radiale aval annulaire 36 qui s'étendent suivant la direction radiale DR vers le centre de l'anneau 1 et dans la direction circonférentielle de l'anneau. Dans l'exemple décrit ici, la structure de support d'anneau 3 comprend en outre une pluralité de flasques amont 33 présentant chacun une forme de segment d'anneau, les flasques amont 33 étant fixés sur la bride radiale amont annulaire 32.

La face interne 14b dans la direction radiale DR de l'anneau de turbine de la première patte 14 de chaque secteur d'anneau 10 comprend deux surfaces de repos 1415 et 1416 (figures 3 et 8) qui reposent sur une partie respectivement d'un premier et deuxième éléments de maintien, ici des pions 40 et 41, solidaires de la bride radiale amont annulaire 32 (figure 1), les éléments de maintien étant en un matériau ayant un coefficient de dilatation thermique supérieur au coefficient de dilatation thermique du matériau composite à matrice céramique des secteurs d'anneau.

Dans l'exemple décrit ici, les pions 40 et 41 sont frettées dans des orifices 330 et 331 de chaque flasque amont 33 par des montages métalliques connus tels que des ajustements H6-P6 ou autres montages en force qui permettent la tenue de ces éléments à froid. Les flasques amont 33 étant fixés sur la bride radiale amont annulaire 32, les pions 40 et 41 sont solidaires de la bride radiale amont annulaire.

De même, la face interne 16b dans la direction radiale DR de l'anneau de turbine de la deuxième patte 16 de chaque secteur d'anneau 10 comprend deux surfaces de repos 1615 et 1616 (figures 4 et 7) qui

reposent sur une partie respectivement d'un troisième et quatrième éléments de maintien, ici des pions 50 et 51, solidaires de la bride radiale aval annulaire 36 (figure 2), les éléments de maintien étant en un matériau ayant un coefficient de dilatation thermique supérieur au
5 coefficient de dilatation thermique du matériau composite à matrice céramique des secteurs d'anneau.

Dans l'exemple décrit ici, les pions 50 et 51 sont frettées dans des orifices 360 et 361 présents sur la bride radiale aval annulaire 36 par des montages métalliques connus tels que des ajustements H6-P6 ou
10 autres montages en force qui permettent la tenue de ces éléments à froid.

L'utilisation de flasques amont 33 permet de faciliter le montage des secteurs d'anneau sur la structure de support d'anneau.

La bride radiale amont annulaire 32 de la structure de support d'anneau 3 comprend sur sa face 32a en regard de la patte amont 14 des
15 secteurs d'anneau 10 une pluralité de brides de serrage 61 et 71 appartenant respectivement à des éléments de bridage à excentrique 60 et 70 et correspondant à des portions d'appui des brides sur les secteurs d'anneau. Chaque élément de bridage à excentrique 60, respectivement
20 70, comprend une tige filetée 62, respectivement 72, qui est placée dans un orifice 322, respectivement 323, présent sur la bride 32 et dans un orifice 332, respectivement 333, présent sur chaque flasque amont 33. La bride de serrage 61, respectivement 71, ici sous forme d'un patin comportant un méplat 610, respectivement 710, est fixée de façon
25 excentrée sur la tige filetée 62, respectivement 72. La bride de serrage 61, respectivement 71, présente du côté de la face 32a en regard de la patte amont 14, est maintenue dans une position déterminée par serrage d'un écrou 63, respectivement 73, sur la tige filetée 62, respectivement 72.

Des surfaces d'appui 1413 et 1414 présentes sur la face externe 14a de la patte amont 14 sont respectivement en contact à froid
30 avec les deux brides de serrage 61 et 71 présentes sur la face 32a de la bride 32 en regard de la patte amont 14 de chaque secteur d'anneau 10.

Du côté aval, la bride radiale aval annulaire 36 de la structure de support d'anneau 3 comprend sur sa face 36a en regard de la patte
35 aval 16 des secteurs d'anneau 10 une pluralité de brides de serrage 81 et 91 appartenant respectivement à des éléments de bridage à excentriques 80 et 90 et correspondant à des portions d'appui des brides sur les

secteurs d'anneau. Chaque élément de bridage à excentrique 80, respectivement 90, comprend une tige filetée 82, respectivement 92, qui est placée dans un orifice 362, respectivement 363, présent sur la bride 36. La bride de serrage 81, respectivement 91, ici sous forme d'un patin
5 comportant un méplat 810, respectivement 910, est fixée de façon excentrique sur la tige filetée 82, respectivement 92. La bride de serrage 81, respectivement 91, présente du côté de la face 36a en regard de la patte aval 16, est maintenue dans une position déterminée par serrage d'un écrou 83, respectivement 93, sur la tige filetée 82, respectivement
10 92.

Des surfaces d'appui 1613 et 1614 présentes sur la face externe 16a de la patte aval 16 sont respectivement en contact à froid avec les deux brides de serrage 81 et 91 présentes sur la face 36a de la bride 36 en regard de la patte aval 16 de chaque secteur d'anneau 10.

15 Grâce à l'utilisation des éléments de bridage à excentriques 60, 70, 80 et 90, il est possible de régler les appuis à froid entre les secteurs d'anneau et la structure de support d'anneau. Par « à froid », on entend dans la présente invention, la température à laquelle se trouve l'ensemble d'anneau lorsque la turbine ne fonctionne pas, c'est-à-dire à une
20 température ambiante qui peut être par exemple d'environ 25°C. Par « à chaud », on entend ici les températures auxquelles est soumis l'ensemble d'anneau lors du fonctionnement de la turbine, ces températures pouvant être comprises entre 600°C et 900°C.

Les éléments de bridage à excentrique peuvent avoir d'autres
25 formes que celle décrite ci-avant. La bride de ces éléments peut être par exemple constituée d'un élément cylindrique monté de façon excentrée sur la tige filetée.

L'étanchéité inter-secteurs est assurée par des languettes d'étanchéité logées dans des rainures se faisant face dans les bords en
30 regard de deux secteurs d'anneau voisin. Une languette 22a s'étend sur presque toute la longueur de la base annulaire 12 dans la partie médiane de celle-ci. Une autre languette 22b s'étend le long de la patte 14 et sur une partie de la base annulaire 12. Une autre languette 22c s'étend le long de la patte 16. A une extrémité, les languettes 22b et 22c viennent
35 en butée sur la languette 22a. Les languettes 22a, 22b, 22c sont par exemple métalliques et sont montées avec jeu à froid dans leurs

logements afin d'assurer la fonction d'étanchéité aux températures rencontrées en service.

De façon classique, des orifices de ventilation (non représentés sur les figures 1 à 4) formés dans la bride 32 permettent d'amener de l'air de refroidissement du côté extérieur de l'anneau de turbine 10.

On décrit maintenant un procédé de réalisation d'un ensemble d'anneau de turbine correspondant à celui représenté sur les figures 1 et 2.

Chaque secteur d'anneau 10 décrit ci-avant est réalisé en matériau composite à matrice céramique (CMC) par formation d'une préforme fibreuse ayant une forme voisine de celle du secteur d'anneau et densification du secteur d'anneau par une matrice céramique.

Pour la réalisation de la préforme fibreuse, on peut utiliser des fils en fibres céramique, par exemple des fils en fibres SiC tels que ceux commercialisés par la société japonaise Nippon Carbon sous la dénomination "Nicalon", ou des fils en fibres de carbone.

La préforme fibreuse est avantageusement réalisée par tissage tridimensionnel, ou tissage multicouches avec aménagement de zones de déliaison permettant d'écarter les parties de préformes correspondant aux pattes 14 et 16 des secteurs 10.

Le tissage peut être de type interlock, comme illustré. D'autres armures de tissage tridimensionnel ou multicouches peuvent être utilisées comme par exemple des armures multi-toile ou multi-satin. On pourra se référer au document WO 2006/136755.

Après tissage, l'ébauche peut être mise en forme pour obtenir une préforme de secteur d'anneau qui est consolidée et densifiée par une matrice céramique, la densification pouvant être réalisée notamment par infiltration chimique en phase gazeuse (CVI) qui est bien connue en soi.

Un exemple détaillé de fabrication de secteurs d'anneau en CMC est notamment décrit dans le document US 2012/0027572.

La structure de support d'anneau 3 est quant à elle réalisée en un matériau métallique tel qu'un alliage Waspaloy® ou inconel 718.

La réalisation de l'ensemble d'anneau de turbine se poursuit par le montage des secteurs d'anneau 10 sur la structure de support d'anneau 3. Comme illustrée sur la figure 5, la face interne 16b des pattes aval 16 de chaque secteur d'anneau est posée sur les pions 50 et 51 présents du

côté de la face 36a de la bride radiale aval annulaire 36. Les éléments de bridage 80 et 90 sont alors montés de manière à maintenir les pattes aval 16 de chaque secteurs d'anneau 10 sur la bride 36. Les flasques amont 33 avec les pions 40 et 41 frettés dans ceux-ci sont alors assemblés avec la
5 bride radiale amont annulaire 32, les tiges filetées 62 et 72 des éléments de bridage à excentrique 60 et 70 étant placées respectivement dans les orifices 322 et 332 et dans les orifices 323 et 333 présents sur la bride 32 et les flasques 33. Les flasques amont 33 sont maintenus contre la bride 32 par serrage des écrous 63 et 73 respectivement sur les tiges filetées 62
10 et 72. Une fois les flasques amont 33 ainsi montés, la face interne 14b des pattes aval 14 de chaque secteur d'anneau 10 repose sur les pions 40 et 41. Le maintien à froid sans jeu des pattes 14 et 16 de chaque secteur d'anneau entre les brides 32 et 36 de la structure de support d'anneau est ajusté par le réglage du positionnement des brides de serrage 61, 71, 81
15 et 91 respectivement des éléments de bridage à excentrique 60, 70, 80 et 90. On obtient alors un ensemble d'anneau de turbine tel que représenté sur les figures 1 et 2.

De préférence, les zones de contact entre les pattes des secteurs d'anneau et les portions d'appui et les pions solidaires des brides
20 annulaires sont alignées sur un même plan. Plus précisément, comme illustrées sur la figures 7, les deux surfaces d'appui 1613 et 1614 et les deux surfaces de repos 1615 et 1616 présentes sur la patte aval 16 de chaque secteur d'anneau 10 s'étendent suivant un même premier plan d'appui PA. Ainsi, toutes les zones ou points d'appui de la bride radiale
25 aval annulaire 36 constitués par les brides de serrage 81 et 91, d'une part, et les pions 50 et 51, d'autre part, sur la patte aval 16 de chaque secteur d'anneau 10 sont alignés sur le même plan d'appui PA. Cet alignement des zones de contact sur un plan d'appui permet d'éviter tout mouvement relatif lié aux écarts de coefficient de dilatation thermique dans le sens
30 radial et de conserver les mêmes zones de contact aussi bien à froid qu'à chaud.

De même, comme représentées sur la figure 8, les deux surfaces d'appui 1413 et 1414 et les deux surfaces de repos 1415 et 1416 présentes sur la patte amont 14 s'étendent suivant un même deuxième
35 plan d'appui PB. Ainsi, toutes les zones ou points d'appui de la bride radiale amont annulaire 32 constitués par les brides de serrage 61 et 71,

d'une part, et les pions 40 et 41, d'autre part, sur la patte amont 14 de chaque secteur d'anneau 10 sont alignés sur le même plan d'appui. Cet alignement des zones de contact sur un plan d'appui permet d'éviter tout mouvement relatif lié aux écarts de coefficient de dilatation thermique
5 dans le sens radial et de conserver les mêmes zones de contact aussi bien à froid qu'à chaud.

Selon une caractéristique particulière, la patte aval 16 de chaque secteur d'anneau 10 peut comporter en outre un logement, ici une découpe 164, dans lequel est placé un élément de centrage, ici un pion
10 60, solidaire de la bride radiale amont annulaire 32 (figures 3 et 8). Alternativement, une découpe centrale peut être ménagée dans la patte aval 14 de chaque secteur d'anneau 10 et coopérer avec un élément de centrage solidaire de la bride radiale aval annulaire. L'élément de centrage permet de guider et de maintenir en position radiale les secteurs d'anneau
15 lors des dilatations des brides de la structure de support d'anneau.

REVENDICATIONS

1. Ensemble d'anneau de turbine comprenant une pluralité de secteurs d'anneau (10) en matériau composite à matrice céramique
- 5 formant un anneau de turbine (1) et une structure de support d'anneau (3) comportant une première et une deuxième brides annulaires (32, 36), la structure de support d'anneau étant en un matériau ayant un coefficient de dilatation thermique supérieur au coefficient de dilatation thermique du matériau composite à matrice céramique des secteurs d'anneau, chaque
- 10 secteur d'anneau présentant en coupe selon un plan défini par une direction axiale (D_A) et une direction radiale (D_R) de l'anneau de turbine une forme de K ayant une partie formant base annulaire (12) avec, dans la direction radiale (D_R) de l'anneau de turbine, une face interne définissant la face interne de l'anneau de turbine et une face externe à
- 15 partir de laquelle s'étendent une première et une deuxième pattes (14, 16) en forme de S, les pattes de chaque secteur d'anneau étant maintenues entre les deux brides annulaires (32, 36) de la structure de support d'anneau (3),
- caractérisé en ce que la face interne (14b) dans la direction
- 20 radiale de l'anneau de turbine de la première patte (14) de chaque secteur d'anneau (10) repose sur une partie d'un premier et deuxième éléments de maintien solidaires de la première bride annulaire (32),
- en ce que la face interne (16b) dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la deuxième patte (16) de chaque secteur d'anneau
- 25 (10) repose sur une partie d'un troisième et quatrième éléments de maintien solidaires de la deuxième bride annulaire (36),
- en ce que la première bride annulaire (32) comprend sur sa face (32a) en regard de la première patte (14) de chaque secteur d'anneau (10) une pluralité de brides de serrage (61, 71) réparties de
- 30 manière circonférentielle sur la première bride, la face externe (14a) dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la première patte (14) de chaque secteur d'anneau (10) étant en contact avec deux brides de serrage,
- en ce que la deuxième bride annulaire (36) comprend sur sa
- 35 face (36a) en regard de la deuxième patte (16) de chaque secteur d'anneau (10) une pluralité de brides de serrage (81, 91) réparties de

manière circonférentielle sur la deuxième bride, la face externe (16a) dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la deuxième patte (16) de chaque secteur d'anneau (10) étant en contact avec deux brides de serrage.

5

2. Ensemble selon la revendication 1, dans lequel les premier et deuxième éléments de maintien sont formés respectivement par des premier et deuxième pions (40, 41) solidaires de la première bride annulaire (32) et en ce que les troisième et quatrième éléments de
10 maintien sont formés respectivement par des troisième et quatrième pions (50, 51) solidaires de la deuxième bride annulaire (36).

3. Ensemble selon la revendication 1 ou 2, dans lequel chaque bride de serrage (61, 71, 81, 91) appartient à un élément de bridage
15 réglable à excentrique (60, 70, 80, 90).

4. Ensemble selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel la face supérieure (14a) dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la première patte (14) de chaque secteur d'anneau (10)
20 comprend deux surfaces d'appui (1413, 1414) en contact respectivement avec deux brides de serrage (61, 71) de la première bride annulaire (32), la face inférieure (14b) dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la première patte (14) de chaque secteur d'anneau (10) comprenant deux surfaces de repos (1415, 1416) en contact respectivement avec les
25 premier et deuxième éléments de maintien solidaires de la première bride annulaire (32), les deux surfaces d'appui et les deux surfaces de repos s'étendant suivant un même premier plan (PA), et dans lequel la face supérieure (16a) dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la deuxième patte (16) de chaque secteur d'anneau (10) comprend deux
30 surfaces d'appui (1413, 1414) en contact respectivement avec deux brides de serrage (81, 91) de la deuxième bride annulaire (36), la face inférieure (16b) dans la direction radiale de l'anneau de turbine de la deuxième patte (16) de chaque secteur d'anneau (10) comprenant deux surfaces de repos (1615, 1616) en contact respectivement avec les troisième et quatrième
35 éléments de maintien solidaires de la deuxième bride annulaire (36), les

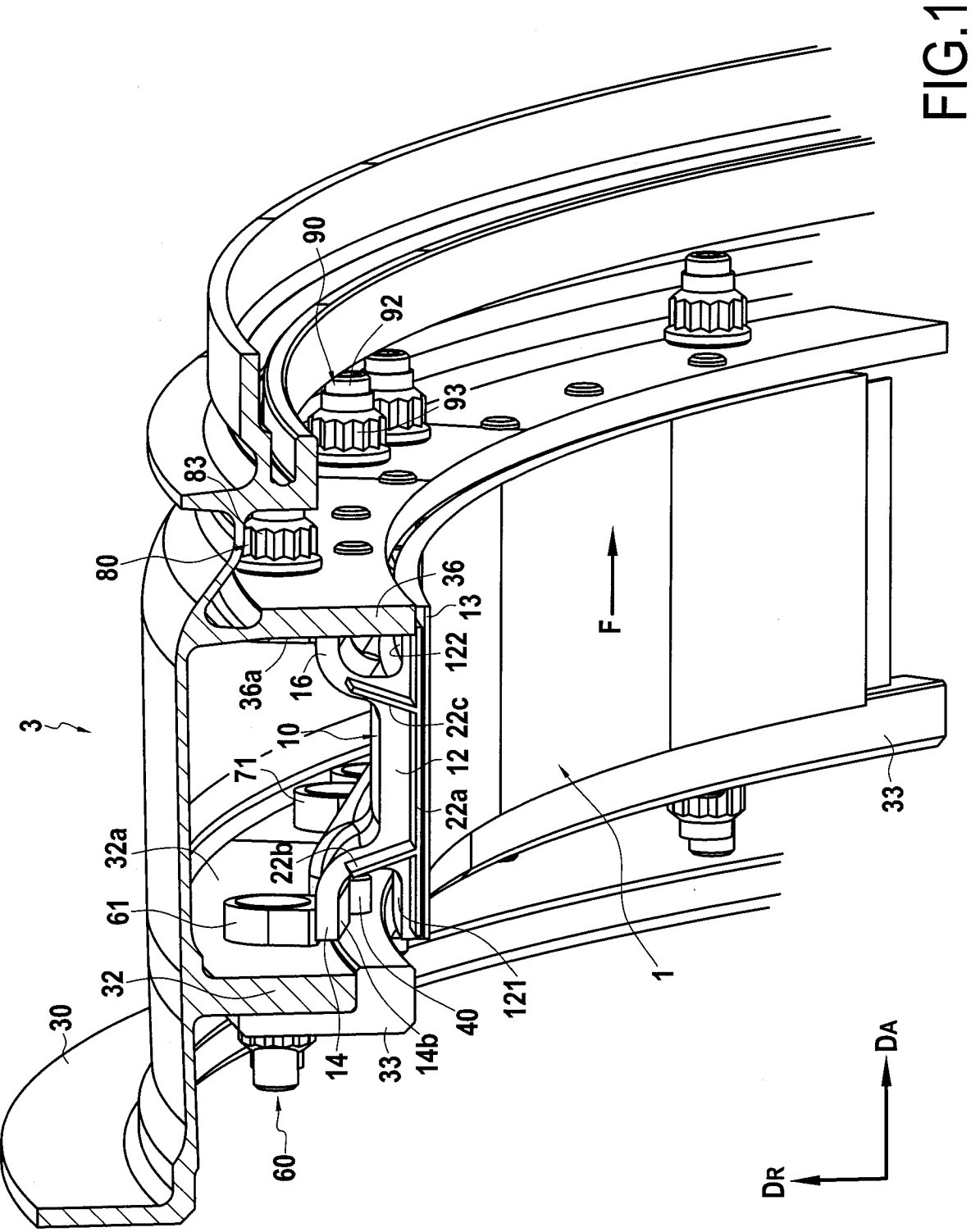
deux surfaces d'appui et les deux surfaces de repos s'étendant suivant un même deuxième plan (PB).

5. Ensemble selon l'une quelconque des revendications 1 à 4,
5 dans lequel la première patte (14) ou la deuxième patte (16) de chaque secteur d'anneau (10) comprend un évidement (164) situé entre les deux surfaces d'appui (1613, 1614) et dans lequel est logé un élément de centrage (60) solidaire de la première bride annulaire (32) ou de la deuxième bride annulaire (36).

10

6. Ensemble selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, comprenant en outre une pluralité de flasque amont (33) montés sur la première bride (32), chaque flasque amont comprenant un premier et deuxième éléments de maintien.

15



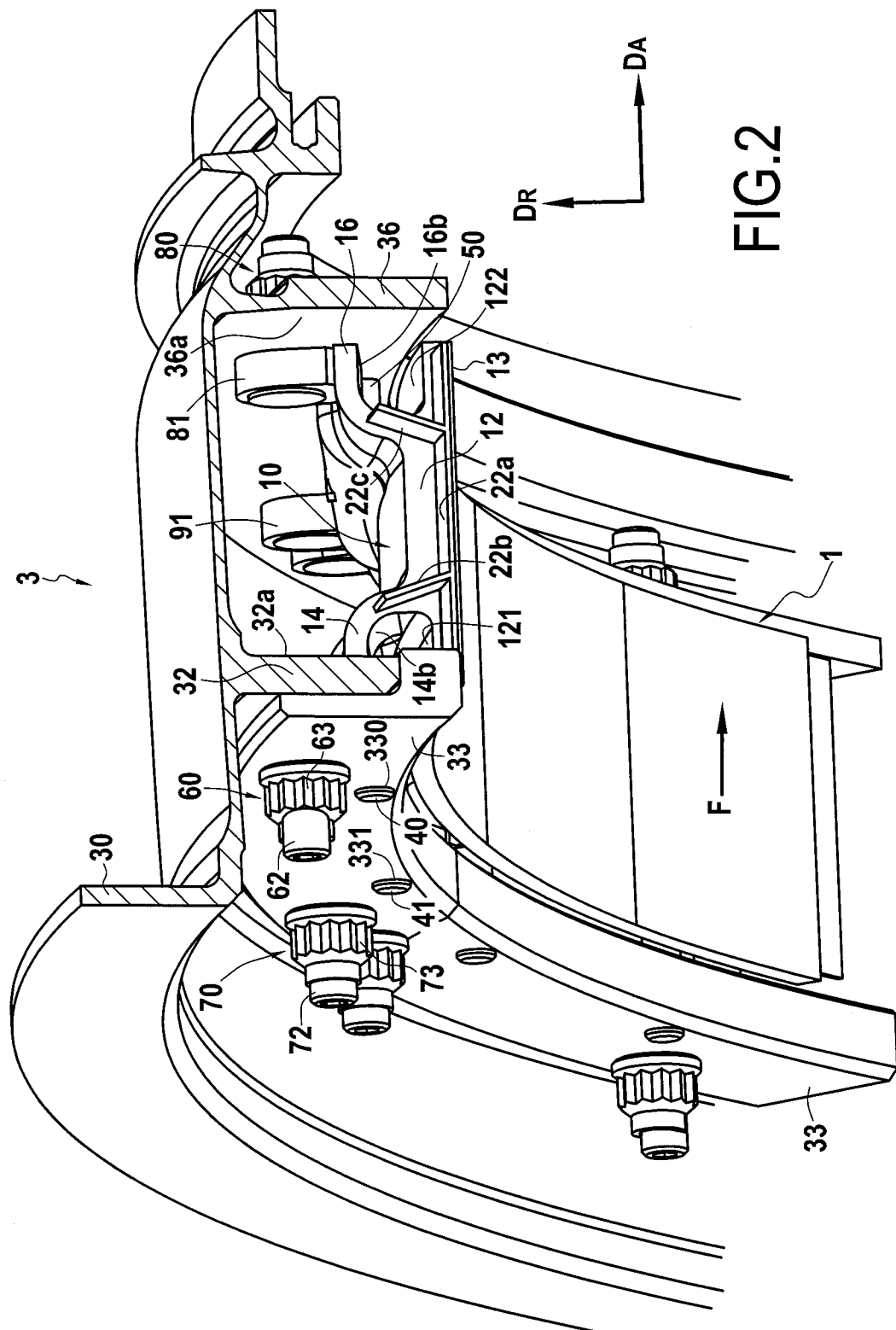


FIG. 2

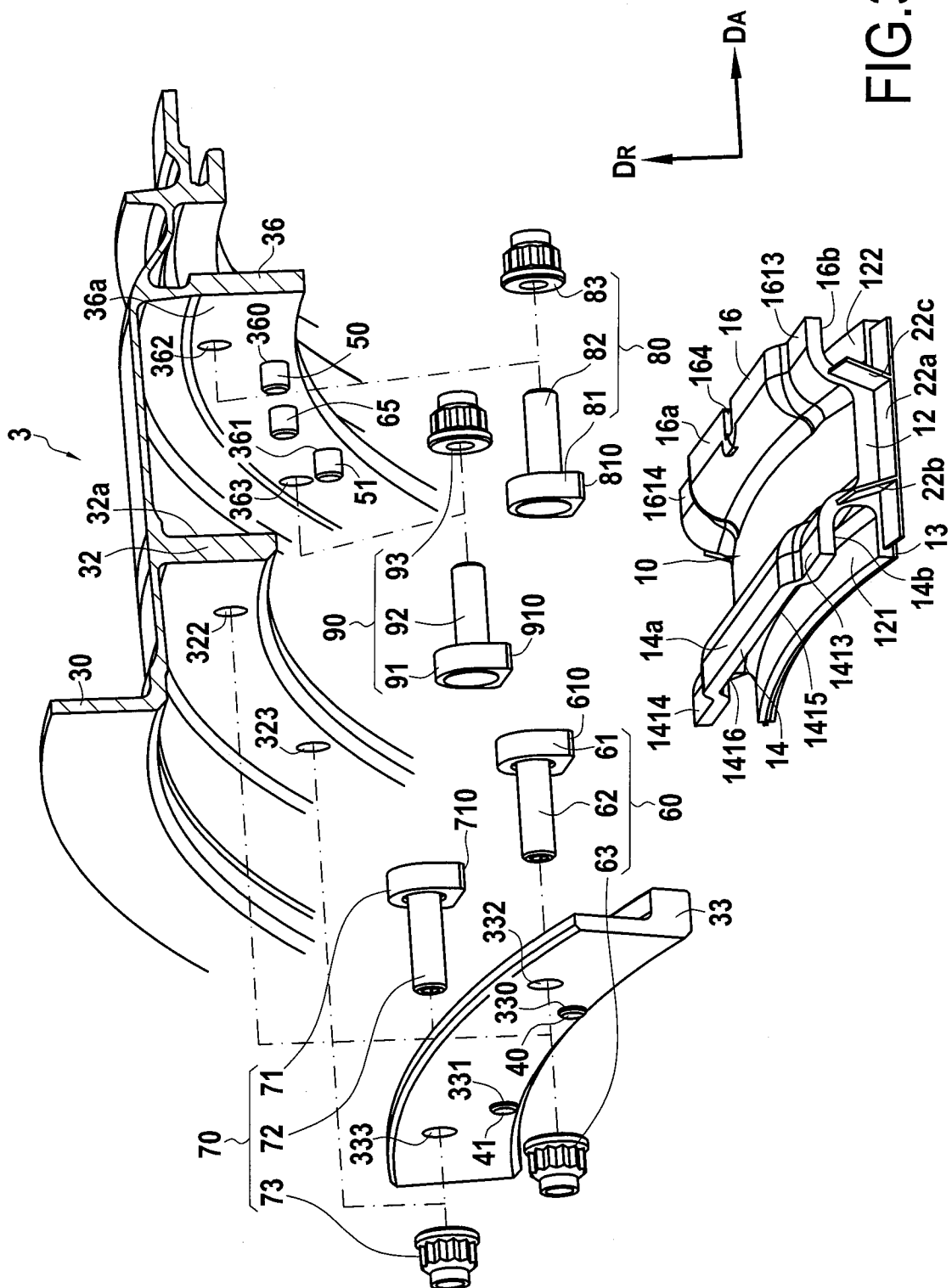


FIG. 3

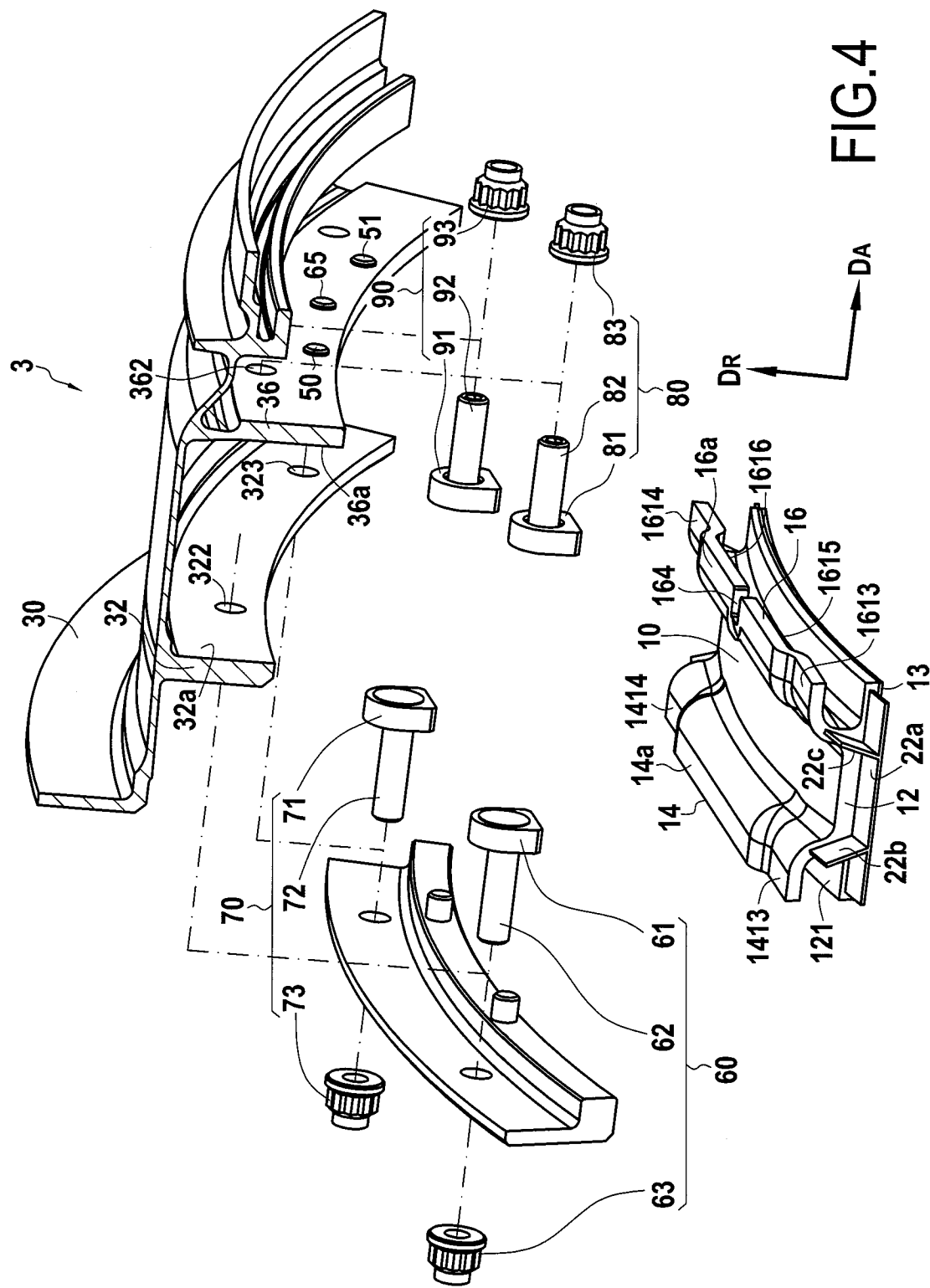
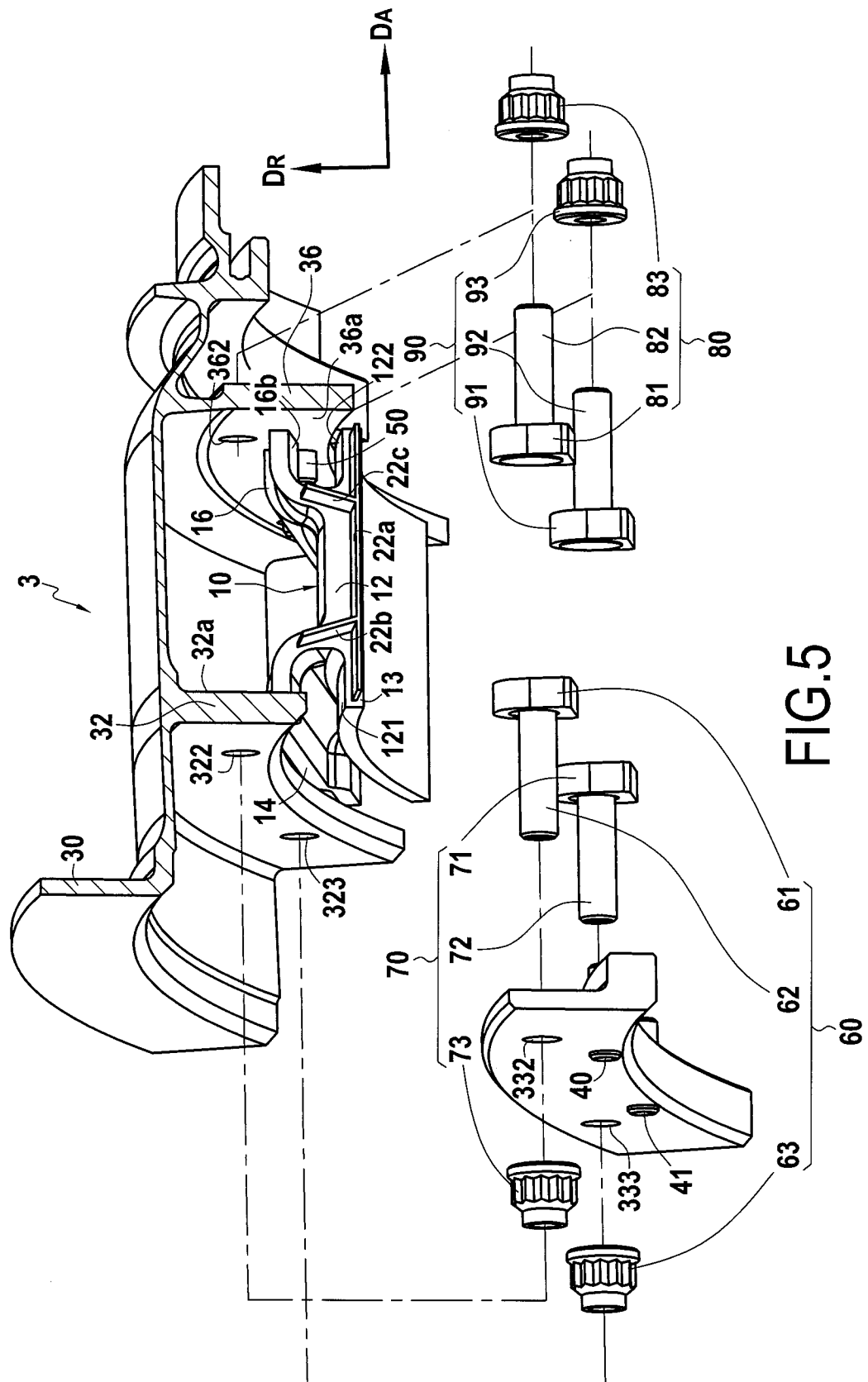
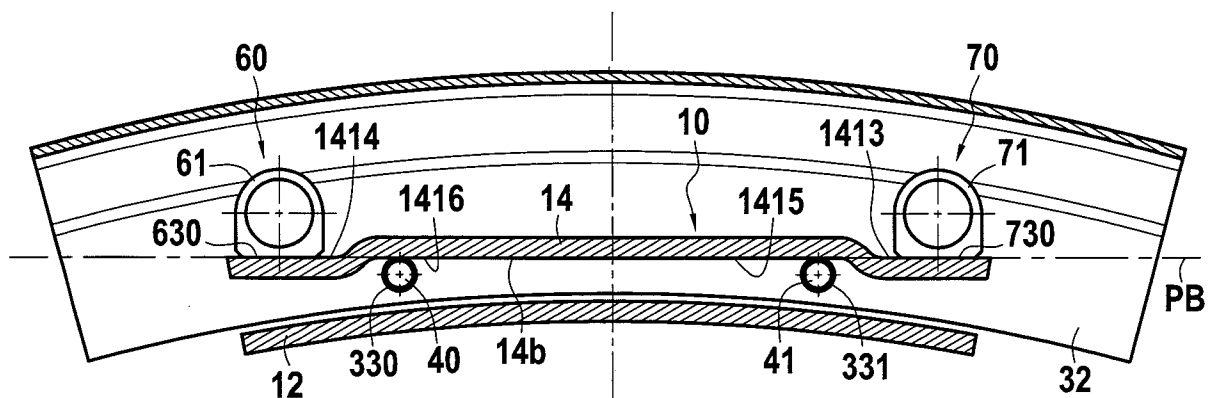
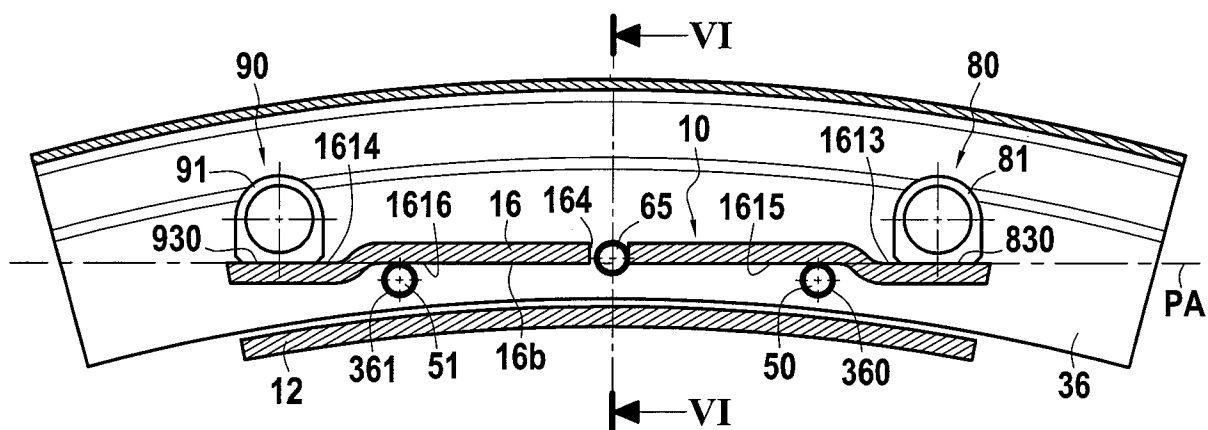
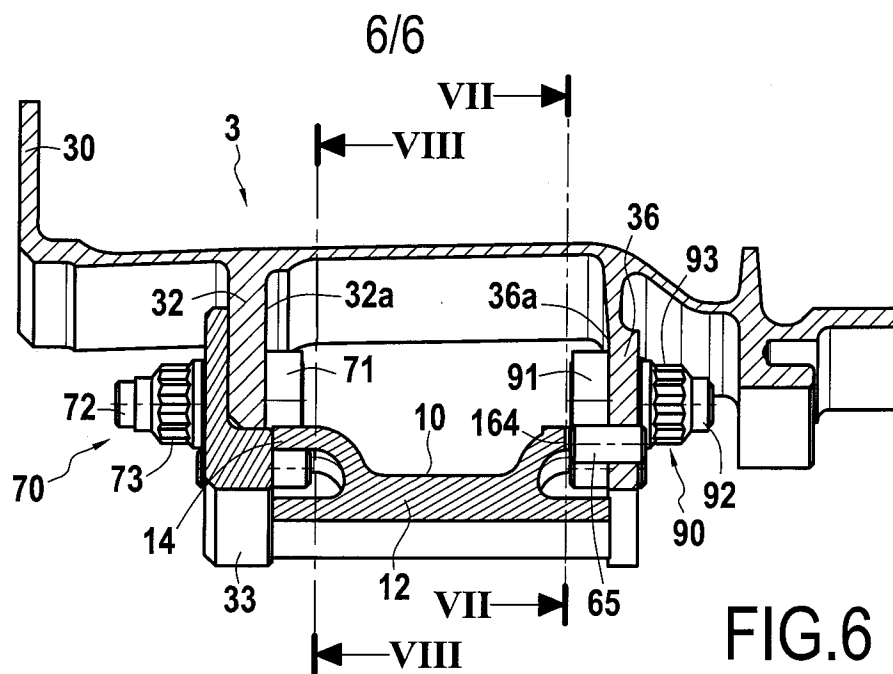


FIG.4





INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2017/051076

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER		
INV.	F01D9/04 F01D5/28	F01D11/08 F01D25/26 F01D5/18 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		
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		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	WO 2010/103213 A1 (SNECMA [FR]; SNECMA PROPULSION SOLIDE [FR]; DENECE FRANCK ROGER DENIS) 16 September 2010 (2010-09-16) page 2, lines 16-27; figures 1-4 page 6, lines 21,22 -----	1-6
A	WO 2015/021086 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 12 February 2015 (2015-02-12) paragraphs [0003], [0009], [0015] - [0018], [0023], [0039], [0045], [0048], [0050]; figures 1-3,6 -----	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 30 August 2017		Date of mailing of the international search report 13/09/2017
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 Chatziapostolou, A

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2017/051076

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
WO 2010103213 A1	16-09-2010	BR PI1013342 A2	29-03-2016
		CA 2750938 A1	16-09-2010
		CN 102272419 A	07-12-2011
		EP 2406466 A1	18-01-2012
		ES 2398727 T3	21-03-2013
		JP 5646517 B2	24-12-2014
		JP 2012519803 A	30-08-2012
		RU 2011140942 A	20-04-2013
		US 2012027572 A1	02-02-2012
		WO 2010103213 A1	16-09-2010
WO 2015021086 A1	12-02-2015	CA 2919845 A1	12-02-2015
		CN 105452610 A	30-03-2016
		EP 3030752 A1	15-06-2016
		JP 2016527445 A	08-09-2016
		US 2016177759 A1	23-06-2016
		WO 2015021086 A1	12-02-2015

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2017/051076

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F01D9/04 F01D11/08 F01D25/26 F01D5/18 F01D25/24 F01D5/28 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 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	WO 2010/103213 A1 (SNECMA [FR]; SNECMA PROPULSION SOLIDE [FR]; DENECE FRANCK ROGER DENIS) 16 septembre 2010 (2010-09-16) page 2, lignes 16-27; figures 1-4 page 6, lignes 21,22 -----	1-6
A	WO 2015/021086 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 12 février 2015 (2015-02-12) alinéas [0003], [0009], [0015] - [0018], [0023], [0039], [0045], [0048], [0050]; figures 1-3,6 -----	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 30 août 2017		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 13/09/2017
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 Chatziapostolou, A

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2017/051076

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
WO 2010103213 A1	16-09-2010	BR PI1013342 A2	29-03-2016
		CA 2750938 A1	16-09-2010
		CN 102272419 A	07-12-2011
		EP 2406466 A1	18-01-2012
		ES 2398727 T3	21-03-2013
		JP 5646517 B2	24-12-2014
		JP 2012519803 A	30-08-2012
		RU 2011140942 A	20-04-2013
		US 2012027572 A1	02-02-2012
		WO 2010103213 A1	16-09-2010
WO 2015021086 A1	12-02-2015	CA 2919845 A1	12-02-2015
		CN 105452610 A	30-03-2016
		EP 3030752 A1	15-06-2016
		JP 2016527445 A	08-09-2016
		US 2016177759 A1	23-06-2016
		WO 2015021086 A1	12-02-2015