

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale
WO 2020/178500 A1

(43) Date de la publication internationale
10 septembre 2020 (10.09.2020)

WIPO | PCT

(51) Classification internationale des brevets :

B29C 73/10 (2006.01) F01D 21/00 (2006.01)
B29C 70/00 (2006.01) B29C 73/14 (2006.01)

Simon ; c/o SAFRAN CEPI, Rond-Point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2020/050341

(74) Mandataire : **DESORMIERE, Pierre-Louis** et al. ; CABINET BEAU DE LOMENIE, 158 Rue de l'Université, 75340 PARIS CEDEX 07 (FR).

(22) Date de dépôt international :

24 février 2020 (24.02.2020)

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, 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, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

1902143 01 mars 2019 (01.03.2019) FR

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

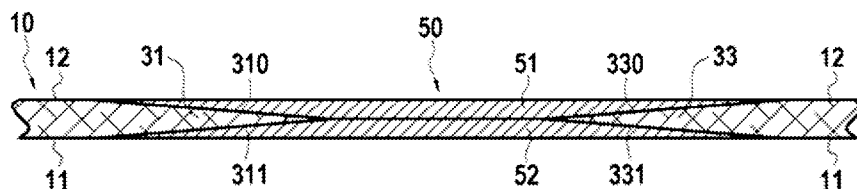
(72) Inventeurs : **DAMBRINE, Bruno, Jacques, Gérard** ; c/o SAFRAN CEPI, Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **MARCHAL, Yann, Didier**,

(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,

(54) Title: REPAIRING OR RESUMING PRODUCTION OF A COMPONENT MADE OF COMPOSITE MATERIAL

(54) Titre : REPARATION OU REPRISE DE FABRICATION D'UNE PIÈCE EN MATÉRIAU COMPOSITE

[Fig. 7]



(57) Abstract: A gas turbine component (10) made of composite material comprises a fibrous reinforcement exhibiting a three-dimensional weave between a plurality of warp threads and a plurality of weft threads, the fibrous reinforcement being densified by a matrix. The densified fibrous reinforcement extends in width between a downstream end and an upstream end in an axial direction and in thickness between an inner surface (11) and an outer surface (12) in a radial direction. The fibrous reinforcement densified by the matrix comprises a recessed portion extending over the entire thickness of the fibrous reinforcement. A filling part made of composite material (50) is present in the free volume of the component defined by the recessed portion, the filling part (50) comprising a fibrous preform exhibiting a three-dimensional weave, the fibrous preform being densified by a matrix.

(57) Abrégé : Une pièce (10) de turbine à gaz en matériau composite comprend un renfort fibreux présentant un tissage tridimensionnel entre une pluralité de fils de chaîne et une pluralité de fils de trame, ledit renfort fibreux étant densifié par une matrice. Le renfort fibreux densifié s'étend en largeur entre une extrémité aval et une extrémité amont suivant une direction axiale et en épaisseur entre une surface interne (11) et une surface externe (12) suivant une direction radiale. Le renfort fibreux densifié par la matrice comporte une portion évidée s'étendant sur toute l'épaisseur du renfort fibreux. Une pièce de comblement en matériau composite (50) est présente dans le volume libre de la pièce délimité par la portion évidée, la pièce de comblement (50) comprenant une préforme fibreuse présentant un tissage tridimensionnel, ladite préforme fibreuse étant densifiée par une matrice.

ZM, ZW), eurasien (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))

Description

Titre de l'invention : Réparation ou reprise de fabrication d'une pièce en matériau composite

5 Domaine Technique

L'invention concerne les pièces en matériau composite de turbine à gaz, et plus particulièrement, mais non exclusivement, les carters de turbine à gaz pour moteurs aéronautiques comme les carters de soufflante.

10 Technique antérieure

Dans un moteur aéronautique à turbine à gaz, le carter de soufflante remplit plusieurs fonctions. Il définit notamment la veine d'entrée d'air dans le moteur, supporte éventuellement un matériau abrasable en regard des sommets d'aubes de la soufflante et/ou une structure d'absorption d'ondes sonores pour le traitement
15 acoustique en entrée du moteur et incorpore ou supporte un bouclier de rétention.

Précédemment réalisés en matériau métallique, les carters, comme le carter de soufflante, sont maintenant réalisés en matériau composite, c'est-à-dire à partir d'une préforme fibreuse densifiée par une matrice organique, ce qui permet de réaliser des pièces ayant une masse globale moins élevée que ces mêmes pièces
20 lorsqu'elles sont réalisées en matériau métallique tout en présentant une résistance mécanique au moins équivalente sinon supérieure. La fabrication d'un carter de soufflante en matériau composite est notamment décrite dans le document US 8 322 971.

Si l'utilisation de carters en matériau composite permet de réduire la masse globale
25 du moteur, sa réparation en cas d'endommagement ou la reprise locale de certaines zones non conformes dans le matériau composite du carter peut être problématique. En effet, une solution existante, comme celle décrite dans le document US 2007/0095457, consiste à coller un patch fibreux pré-imprégné sur la zone endommagée ou la zone à reprendre de la pièce en matériau composite, le patch
30 pouvant être constitué d'un ou plusieurs plis fibreux. Toutefois, ce type de solution présente un risque de délaminage du patch collé. Il est, par conséquent, nécessaire

de former des liaisons mécaniques supplémentaires entre le patch et la pièce en matériau composite par exemple avec des organes de type boulonnerie. L'ajout de telles liaisons entraîne une augmentation de la masse de la pièce et impacte la structure en matériau composite initiale de la pièce (réalisation de passages dans la pièce en matériau composite pour l'insertion des organes de liaison). Ce problème se pose également pour la réparation ou la reprise de fabrication d'autres pièces en matériau composite de turbine à gaz.

Exposé de l'invention

10 L'invention a pour but de proposer une solution pour la réparation ou la reprise de fabrication d'une pièce de turbine à gaz en matériau composite, par exemple un carter, ne présentant pas les inconvénients de l'art antérieur.

Ce but est atteint grâce à une pièce de turbine à gaz en matériau composite, la pièce comprenant un renfort fibreux présentant un tissage tridimensionnel entre une pluralité de fils de chaîne et une pluralité de fils de trame, ledit renfort fibreux étant densifié par une matrice, ledit renfort fibreux densifié s'étendant en largeur entre une extrémité aval et une extrémité amont suivant une direction axiale et en épaisseur entre une surface interne et une surface externe suivant une direction radiale, caractérisé en ce que le renfort fibreux densifié par la matrice comporte au moins une portion évidée s'étendant sur toute l'épaisseur du renfort fibreux et en ce qu'une pièce de comblement en matériau composite est présente dans le volume libre de la pièce délimité par ladite au moins une portion évidée, la pièce de comblement comprenant une préforme fibreuse présentant un tissage tridimensionnel, ladite préforme fibreuse étant densifiée par une matrice.

25 En utilisant une pièce de comblement comprenant une préforme fibreuse présentant un tissage tridimensionnel, il est possible de réaliser des réparations ou des reprises de fabrication qui présentent une grande résistance à la délamination. La réparation d'une zone endommagée ou la reprise d'une zone non conforme dans la pièce est donc particulièrement robuste tout en ayant un impact très limité sur la masse globale de la pièce.

Selon une première caractéristique de la pièce de l'invention, chaque portion évidée comporte au moins deux bords en vis-à-vis comprenant chacun des premier et

deuxième biseaux, la pièce de comblement en matériau composite comprenant une première partie présentant une géométrie complémentaire d'une partie du volume de la portion évidée définie entre les premiers biseaux des bords en vis-à-vis et une deuxième partie présentant une géométrie complémentaire de l'autre partie du volume de la partie de la portion évidée définie entre les deuxièmes biseaux des bords en vis-à-vis. On optimise ainsi l'intégration et la tenue mécanique de la pièce de comblement dans la portion évidée.

Selon une deuxième caractéristique de la pièce de l'invention, chaque bord en vis-à-vis comprenant des premier et deuxième biseaux s'étend sur une longueur correspondant à au moins dix fois l'épaisseur de la pièce au niveau de la portion évidée. Cela permet d'optimiser la transmission des charges mécaniques sur l'interface de collage entre la pièce de comblement et la structure en matériau composite de la pièce.

Selon une troisième caractéristique de la pièce de l'invention, les première et deuxième parties de la pièce de comblement sont liées entre elles par tissage. Cela permet de renforcer encore la tenue mécanique de la pièce de comblement.

Selon une quatrième caractéristique de la pièce de l'invention, la pièce de comblement comprend en outre au moins un organe de fixation s'étendant dans ladite pièce de comblement. Il est ainsi possible de renforcer la tenue de la pièce de comblement si nécessaire, et ce sans impact sur la structure en composite de la pièce puisque que le ou les organes de fixation sont entièrement intégrés à la pièce de comblement.

L'invention a également pour objet un moteur aéronautique à turbine à gaz ayant une pièce selon l'invention, par exemple un carter de soufflante, ainsi qu'un aéronef comprenant un ou plusieurs de ces moteurs aéronautiques.

L'invention a encore pour objet un procédé de réparation d'une pièce en matériau composite pour une turbine à gaz présentant une forme de révolution, la pièce comprenant un renfort fibreux présentant un tissage tridimensionnel entre une pluralité de fils de chaîne et une pluralité de file de trame, ledit renfort fibreux étant densifié par une matrice, ledit renfort fibreux densifié s'étendant en largeur entre une extrémité aval et une extrémité amont suivant une direction axiale et en épaisseur entre une surface interne et une surface externe suivant une direction radiale,

caractérisé en ce qu'il comprend :

- l'identification d'au moins une zone endommagée dans la pièce,
- la réalisation d'une portion évidée par retrait du matériau composite au niveau de la zone endommagée de manière à former une portion évidée s'étendant sur toute l'épaisseur du renfort fibreux,
- le tissage tridimensionnel d'une préforme fibreuse de pièce de comblement,
- le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans le volume libre de la pièce délimité par la portion évidée,
- l'imprégnation, avant ou après le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans la portion évidée, de ladite préforme avec une résine précurseur d'une matrice,
- la polymérisation de la résine en matrice afin d'obtenir une pièce de comblement en matériau composite comprenant une préforme fibreuse tissée 3D, ladite pièce de comblement occupant le volume défini par la portion évidée.

Selon une première caractéristique du procédé de réparation de l'invention, la réalisation de la portion évidée comprend la formation d'au moins deux bords en vis-à-vis comprenant chacun des premier et deuxième biseaux, la préforme fibreuse de pièce de comblement comprenant une première partie présentant une géométrie complémentaire d'une partie du volume de la portion évidée définie entre les premiers biseaux des bords en vis-à-vis et une deuxième partie présentant une géométrie complémentaire de l'autre partie du volume de la portion évidée définie entre les deuxièmes biseaux des bords en vis-à-vis.

Selon une deuxième caractéristique du procédé de réparation de l'invention, chaque bord en vis-à-vis comprenant des premier et deuxième biseaux s'étend sur une longueur correspondant à au moins dix fois l'épaisseur de la pièce au niveau de la portion évidée.

Selon une troisième caractéristique du procédé de réparation de l'invention, les première et deuxième parties de la préforme fibreuse de pièce de comblement sont liées entre elles par tissage.

Selon une quatrième caractéristique du procédé de réparation de l'invention, celui-ci comprend en outre l'intégration d'au moins un organe de fixation dans la pièce de comblement.

L'invention concerne aussi un procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite pour une turbine à gaz, le procédé comprenant le tissage en une seule pièce par tissage tridimensionnel d'une texture fibreuse en forme de bande, la mise en forme de ladite texture par enroulement sur un outillage de support de manière à former un renfort fibreux de la pièce et la densification du renfort fibreux par une matrice, ledit renfort fibreux densifié s'étendant en largeur entre une extrémité aval et une extrémité amont suivant une direction axiale et en épaisseur entre une surface interne et une surface externe suivant une direction radiale, caractérisé en ce qu'il comprend :

- 10 - l'identification d'au moins une zone non conforme dans la pièce,
- la réalisation d'une portion évidée par retrait du matériau composite au niveau de la zone non conforme de manière à former une portion évidée s'étendant sur toute l'épaisseur du renfort fibreux,
- le tissage tridimensionnel d'une préforme fibreuse de pièce de comblement,
- 15 - le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans le volume libre de la pièce délimité par la portion évidée,
- l'imprégnation, avant ou après le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans la portion évidée, de ladite préforme avec une résine précurseur d'une matrice,
- 20 - la polymérisation de la résine en matrice afin d'obtenir une pièce de comblement en matériau composite comprenant une préforme fibreuse tissée 3D, ladite pièce de comblement occupant le volume défini par la portion évidée.

Selon une première caractéristique du procédé de fabrication de l'invention, la réalisation de la portion évidée comprend la formation d'au moins deux bords en vis-à-vis comprenant chacun des premier et deuxième biseaux, la préforme fibreuse de pièce de comblement comprenant une première partie présentant une géométrie complémentaire d'une partie du volume de la portion évidée définie entre les premiers biseaux des bords en vis-à-vis et une deuxième partie présentant une géométrie complémentaire de l'autre partie du volume de la portion évidée définie entre les deuxièmes biseaux des bords en vis-à-vis.

Selon une deuxième caractéristique du procédé de fabrication de l'invention, chaque bord en vis-à-vis comprenant des premier et deuxième biseaux s'étend sur une

longueur correspondant à au moins dix fois l'épaisseur de la pièce au niveau de la portion évidée.

Brève description des dessins

- 5 [Fig. 1] La figure 1 est une vue en perspective d'un moteur aéronautique comprenant un carter de soufflante,
- [Fig. 2] La figure 2 est une demi-vue vue en coupe axiale du carter de soufflante du moteur de la figure 1,
- [Fig. 3] La figure 3 est vue partielle en perspective du carter de soufflante de la figure
10 1 montrant la réalisation d'une portion évidée dans la carter de soufflante conformément à un mode de réalisation de l'invention,
- [Fig. 4] La figure 4 est une vue en coupe radiale de la portion évidée illustrée sur la figure 3 suivant le plan de coupe IV,
- [Fig. 5] La figure 5 est une vue en coupe radiale de la portion évidée illustrée sur la
15 figure 3 montrant le placement d'une préforme fibreuse de pièce de comblement dans la portion évidée,
- [Fig. 6] La figure 6 illustre schématiquement une armure de tissage tridimensionnel de type interlock utilisée pour réaliser une partie de préforme fibreuse de pièce de comblement,
- 20 [Fig. 7] La figure 7 est une vue en coupe radiale montrant la présence d'une pièce de comblement dans la portion évidée illustrée sur la figure 3,
- [Fig. 8] La figure 8 est une vue en coupe radiale montrant la présence d'une pièce de comblement munie d'un organe de fixation dans la portion évidée illustrée sur la figure 3,
- 25 [Fig. 9] illustre schématiquement une armure de tissage tridimensionnel de type interlock utilisée pour réaliser une préforme fibreuse de pièce de comblement en une seule pièce.

Description des modes de réalisation

L'invention s'applique d'une manière générale à toute pièce en matériau composite à matrice organique de turbine à gaz.

L'invention sera décrite ci-après dans le cadre de son application à un carter de soufflante de moteur aéronautique à turbine à gaz.

- 5 Un tel moteur, comme montré très schématiquement par la figure 1 comprend, de l'amont vers l'aval dans le sens de l'écoulement de flux gazeux, une soufflante 1 disposée en entrée du moteur, un compresseur 2, une chambre de combustion 3, une turbine haute-pression 4 et une turbine basse pression 5.

Le moteur est logé à l'intérieur d'un carter comprenant plusieurs parties
10 correspondant à différents éléments du moteur. Ainsi, la soufflante 1 est entourée par un carter de soufflante 10 présentant une forme de révolution.

La figure 2 montre le profil (en coupe axiale) du carter de soufflante 10 qui est ici réalisé en matériau composite à matrice organique, c'est-à-dire à partir d'un renfort en fibres par exemple de carbone, verre, aramide ou céramique, densifié par une
15 matrice en polymère, par exemple époxyde, bismaléimide ou polyimide. Le renfort fibreux est réalisé à partir d'une texture fibreuse en forme de bande obtenue par tissage tridimensionnel en une seule pièce, la texture étant mise en forme par enroulement sur un outillage de support. Le renfort fibreux ainsi constitué est ensuite densifié par une matrice. La fabrication d'un tel carter est notamment décrite dans le
20 document US 8 322 971. La surface interne 11 du carter définit la veine d'entrée d'air du moteur.

Le carter 10 en matériau composite (renfort fibreux densifié par une matrice) présente une forme de révolution et s'étend en largeur entre une extrémité aval 17 et une extrémité amont 18 suivant une direction axiale D_A et en épaisseur entre une
25 surface interne 11 et une surface externe 12 suivant une direction radiale D_R . Le carter 10 peut être muni de brides externes 14, 15 à ses extrémités amont et aval afin de permettre son montage et sa liaison avec d'autres éléments. Entre ses extrémités amont 17 et aval 18, le carter 10 présente une épaisseur variable, une partie 16 du carter ayant une plus forte épaisseur que les parties d'extrémité en se
30 raccordant progressivement à celle-ci. La partie 16 s'étend de part et d'autre de l'emplacement de la soufflante, vers l'amont et l'aval, afin de former une zone de rétention capable de retenir des débris, particules ou objets ingérés en entrée du

moteur, ou provenant de l'endommagement d'aubes de la soufflante, et projetés radialement par rotation de la soufflante, pour éviter qu'ils traversent le carter et endommagent d'autres parties de l'aéronef.

Sur la figure 1, le carter 10 présente une zone endommagée 20 résultant par exemple d'un débris d'aube projetée sur la surface interne 11 du carter.

5 Conformément au procédé de réparation de l'invention, on usine le carter au niveau de la zone endommagée 20 afin de retirer le matériau composite touché. Le retrait du matériau composite est réalisé sur une surface déterminée du carter couvrant au moins la zone identifiée comme endommagée et sur toute l'épaisseur du carter. On
10 obtient ainsi, comme illustrée sur les figures 3 et 4, une portion évidée 30 qui débouche à la fois sur la surface interne 11 et sur la surface externe 12 du carter 10. Dans l'exemple décrit ici et selon une caractéristique particulière de l'invention, les bords 31, 32, 33 et 34 de la portion évidée comportent chacun respectivement un premier biseau comme les biseaux 310 et 330 illustrés sur la figure 4 respectivement
15 pour les bords 31 et 33 et un deuxième biseau comme les biseaux 311 et 331 illustrés sur la figure 4 respectivement pour les bords 31 et 33. La portion évidée 30 délimite un volume libre de matière 35 destinée à être occupé par une pièce de comblement comme expliqué ci-après.

Toujours conformément au procédé de réparation de l'invention, on réalise par
20 tissage tridimensionnel une préforme fibreuse de pièce de comblement destinée à être placée dans le volume délimité par la portion évidée 30. Dans l'exemple décrit ici et comme illustrée sur la figure 5, une préforme fibreuse de pièce de comblement 40 est composée d'une première partie 41 et d'une deuxième partie 42.

Le tissage tridimensionnel de la préforme fibreuse de pièce de comblement peut être
25 réalisé avec une armure de type interlock à plusieurs couches de fils de chaîne et de fils de trame. La figure 6 montre un exemple d'armures interlock pour la première partie 41 de la préforme fibreuse de pièce de comblement 40. Sur la figure 6, les fils de trame sont en coupe. Un tissage tridimensionnel avec armure interlock est un tissage dans lequel chaque fil de chaîne relie entre elles plusieurs couches de fils de
30 trame, les trajets des fils de chaîne étant identiques. Une augmentation/diminution progressive d'épaisseur est obtenue par ajout/retrait d'une ou plusieurs couches de fils de chaîne et de trame. La deuxième partie 42 de la préforme fibreuse de pièce de comblement 40 peut être réalisée avec la même armure de tissage.

D'autres modes de tissage tridimensionnel sont envisageables tel que par exemple des tissages multicouches à armures multi-satin ou multi-toile. Des armures de ce type sont décrites dans le document US 2010/0144227.

La préforme fibreuse de pièce de comblement est tissée de préférence avec des
5 fibres de même nature que celles utilisées pour réaliser le renfort fibreux du carter.

Une fois la préforme fibreuse de pièce de comblement 40 réalisée, on place celle-ci dans le volume libre 35 délimité par la portion évidée 30.

Les première et deuxième parties 41 et 42 de la préforme fibreuse 40 présentent chacune une géométrie adaptée à la partie du volume libre 35 à combler. Plus
10 précisément, dans l'exemple décrit ici et telle qu'illustrée sur la figure 5, la première partie 41 présente une géométrie complémentaire de la partie du volume libre 35 de la portion évidée définie entre les premiers biseaux des bords en vis-à-vis (premiers biseaux 310 et 330 des bords 31 et 33 illustrés sur la figure 5) tandis que la
deuxième partie 42 présente une géométrie complémentaire de l'autre partie du
15 volume libre 35 de la portion évidée 30 définie entre les deuxièmes biseaux des bords en vis-à-vis (deuxième biseaux 311 et 331 des bords 31 et 33 illustrés sur la figure 5). Chaque bord en vis-à-vis comprenant des premier et deuxième biseaux s'étend sur une longueur correspondant à au moins dix fois l'épaisseur du carter au niveau de la portion évidée. Comme illustrés par exemple sur les figures 4 et 5, les
20 bords 31 et 33 s'étendent chacun respectivement sur une longueur L_{31} et L_{33} qui est égale à au moins dix fois la valeur de l'épaisseur E_{10} du carter 10 au niveau de la portion évidée 30. Cela permet d'optimiser la transmission des charges mécaniques sur l'interface de collage entre la pièce de comblement et la structure en matériau composite du carter.

25 La préforme fibreuse de pièce de comblement 40 est imprégnée avec une résine précurseur d'une matrice. L'imprégnation de la préforme 40 peut être réalisée avant ou après le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement 40 dans la portion évidée 30. La résine est de préférence choisie de manière à correspondre à un précurseur de matrice de même nature que la matrice avec laquelle le renfort
30 fibreux du carter est densifié.

On procède ensuite à la transformation de la résine en matrice, par exemple par traitement thermique, afin d'obtenir, comme représenté sur la figure 7, une pièce de

comblement en matériau composite 50 comprenant une préforme fibreuse tissée 3D densifiée par une matrice, la pièce de comblement 50 occupant le volume libre défini par la portion évidée. La pièce de comblement en matériau composite 50 comprend une première partie 51 présentant une géométrie complémentaire d'une partie du volume de la portion évidée définie entre les premiers biseaux 310 et 330 des bords en vis-à-vis 31 et 33 et une deuxième partie 52 présentant une géométrie complémentaire de l'autre partie du volume de la partie de la portion évidée définie entre les deuxièmes biseaux 311 et 331 des bords en vis-à-vis 31 et 32. La pièce de comblement 50 s'intègre complètement dans la structure du carter. La transformation de la résine en matrice permet à la pièce de comblement d'adhérer avec les portions de matériau composite du carter avec lesquelles elle est en contact, ici les premier et deuxième biseaux de chaque bord de la portion évidée. Un agent de collage peut être en outre déposé sur l'interface de collage entre la pièce de comblement et les bords de la portion évidée afin de renforcer l'interface de collage.

Selon une caractéristique particulière de l'invention, la tenue mécanique de la pièce peut être renforcée par l'intégration d'un ou plusieurs organes de fixation dans la pièce de comblement, comme par exemple l'organe 60 représenté sur la figure 8 qui comprend une vis 61 traversant la pièce de comblement 50 et un écrou de serrage 62 coopérant avec l'extrémité libre de la vis 61. Le ou les organes de fixation n'ont pas d'impact sur la structure du carter car ils ne sont pas en contact avec celle-ci mais seulement avec la pièce de comblement.

Selon une autre caractéristique particulière de l'invention, les première et deuxième parties de la préforme fibreuse de pièce de comblement peuvent être liées entre elles par tissage.

La figure 9 montre un exemple d'armures interlock d'une préforme fibreuse de pièce de comblement 70 dans laquelle les première et deuxième parties 71 et 72 sont liées entre elles par tissage. Sur la figure 9, les fils de trame sont en coupe. Dans ce cas, on utilise la déformabilité de la préforme fibreuse 70 pour l'insérer dans le volume libre défini par la portion évidée.

L'invention s'applique également pour la reprise ou retouche de fabrication d'un carter en matériau composite.

De manière connue, la réalisation d'un carter en matériau composite débute par la formation d'une texture fibreuse sous forme d'une bande obtenue par tissage tridimensionnel comme par exemple un tissage à armure "interlock" ou un tissage suivant une des armures décrites dans le document US 2010/0144227. La structure fibreuse peut être notamment tissée à partir de fils de fibres de carbone, de céramique telle que du carbure de silicium, de verre, ou encore d'aramide.

Le renfort fibreux du carter est formé par enroulement sur un mandrin de la texture fibreuse, le mandrin ayant un profil correspondant à celui du carter à réaliser. Le renfort fibreux constitue une préforme fibreuse tubulaire complète du carter formant une seule pièce. A cet effet, le mandrin présente une surface externe dont le profil correspond à la surface interne du carter à réaliser et deux flasques pour former des parties de préforme fibreuse correspondant aux brides du carter.

On procède ensuite à la densification du renfort fibreux par une matrice. La densification du renfort fibreux consiste à combler la porosité du renfort, dans tout ou partie du volume de celui-ci, par le matériau constitutif de la matrice. La matrice peut être obtenue de façon connue en soi suivant le procédé par voie liquide.

Le procédé par voie liquide consiste à imprégner le renfort fibreux par une composition liquide contenant un précurseur organique du matériau de la matrice. Le précurseur organique se présente habituellement sous forme d'un polymère, tel qu'une résine, éventuellement dilué dans un solvant. Le renfort fibreux est placé dans un moule pouvant être fermé de manière étanche avec un logement ayant la forme de la pièce finale moulée. Ensuite, on injecte le précurseur liquide de matrice, par exemple une résine, dans tout le logement pour imprégner toute la partie fibreuse du renfort.

La transformation du précurseur en matrice organique, à savoir sa polymérisation, est réalisée par traitement thermique, généralement par chauffage du moule, après élimination du solvant éventuel et réticulation du polymère, le renfort étant toujours maintenu dans le moule ayant une forme correspondant à celle de la pièce à réaliser. La matrice organique peut être notamment obtenue à partir de résines époxydes, telle que, par exemple, la résine époxyde à hautes performances vendue, ou de précurseurs liquides de matrices carbone ou céramique.

Dans le cas de la formation d'une matrice carbone ou céramique, le traitement thermique consiste à pyrolyser le précurseur organique pour transformer la matrice organique en une matrice carbone ou céramique selon le précurseur utilisé et les conditions de pyrolyse. A titre d'exemple, des précurseurs liquides de carbone peuvent être des résines à taux de coke relativement élevé, telles que des résines phénoliques, tandis que des précurseurs liquides de céramique, notamment de SiC, peuvent être des résines de type polycarbosilane (PCS) ou polytitanocarbosilane (PTCS) ou polysilazane (PSZ). Plusieurs cycles consécutifs, depuis l'imprégnation jusqu'au traitement thermique, peuvent être réalisés pour parvenir au degré de densification souhaité.

La densification du renfort fibreux peut être réalisée par le procédé bien connu de moulage par transfert dit RTM ("Resin Transfert Moulding"). Conformément au procédé RTM, on place le renfort fibreux dans un moule présentant la forme du carter à réaliser. Une résine thermodurcissable est injectée dans l'espace interne délimité entre la pièce en matériau rigide et le moule et qui comprend le renfort fibreux. Un gradient de pression est généralement établi dans cet espace interne entre l'endroit où est injecté la résine et les orifices d'évacuation de cette dernière afin de contrôler et d'optimiser l'imprégnation du renfort par la résine.

La résine utilisée peut être, par exemple, une résine époxyde. Les résines adaptées pour les procédés RTM sont bien connues. Elles présentent de préférence une faible viscosité pour faciliter leur injection dans les fibres. Le choix de la classe de température et/ou la nature chimique de la résine est déterminé en fonction des sollicitations thermomécaniques auxquelles doit être soumise la pièce. Une fois la résine injectée dans tout le renfort, on procède à sa polymérisation par traitement thermique conformément au procédé RTM.

Après l'injection et la polymérisation, la pièce est démoulée. Au final, la pièce est détournée pour enlever l'excès de résine et les chanfreins sont usinés pour obtenir un carter en matériau composite comme le carter 10 illustré en figures 1 et 2.

A l'issue de cette fabrication, il se peut que le carter présente des défauts comme par exemple une ou plusieurs zones dites « sèches » correspondant à des parties de carter où le renfort fibreux est dépourvu de matrice ou n'en contient pas suffisamment. Dans ce cas, après la fabrication du carter, celui-ci est inspecté pour

détecter éventuellement une ou plusieurs zones non conformes dans celui-ci. Si c'est le cas, le procédé de fabrication d'un carter en matériau composite selon l'invention comprend en outre les étapes suivantes :

- 5 - la réalisation d'une portion évidée par retrait du matériau composite au niveau de la zone non conforme de manière à former une portion évidée s'étendant sur toute l'épaisseur du renfort fibreux,
- le tissage tridimensionnel d'une préforme fibreuse de pièce de comblement,
- le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans le volume libre du carter délimité par la portion évidée,
- 10 - l'imprégnation, avant ou après le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans la portion évidée, de ladite préforme avec une résine précurseur d'une matrice,
- la transformation de la résine en matrice afin d'obtenir une pièce de comblement en matériau composite comprenant une préforme fibreuse tissée 3D, ladite pièce de
- 15 comblement occupant le volume défini par la portion évidée.

Le retrait du matériau composite est réalisé sur une surface déterminée du carter couvrant au moins la zone non conforme et sur toute l'épaisseur du carter. On obtient ainsi une portion évidée qui débouche à la fois sur la surface interne et sur la surface externe du carter, comme la portion évidée 30 illustrée sur les figures 3 et 4

20 dont les bords comportent chacun respectivement des premier et deuxième biseaux. La portion évidée délimite un volume libre de matière destinée à être occupé par une pièce de comblement comme expliqué ci-après.

La préforme fibreuse de pièce de comblement est obtenue par tissage tridimensionnel et peut être formée de deux parties distinctes comme les première et

25 deuxième parties 41 et 42 de la préforme fibreuse de pièce de comblement 40 illustrée sur la figure 5, ou de deux parties liées entre elles par tissage comme les première et deuxième parties 71 et 72 de la préforme fibreuse de pièce de comblement 70 illustrées sur la figure 9.

La préforme fibreuse de pièce de comblement est tissée de préférence avec des

30 fibres de même nature que celles utilisées pour réaliser le renfort fibreux du carter. Les première et deuxième parties de la préforme fibreuse de pièce de comblement présentent chacune une géométrie adaptée à la partie du volume libre défini par la portion évidée à combler comme déjà décrit précédemment.

Une fois la préforme fibreuse de pièce de comblement réalisée, on place celle-ci dans le volume libre délimité par la portion évidée.

La préforme fibreuse de pièce de comblement est imprégnée avec une résine précurseur d'une matrice. L'imprégnation de la préforme peut être réalisée avant ou
5 après le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans la portion évidée. La résine est de préférence choisie de manière à correspondre à un précurseur de matrice de même nature que la matrice avec laquelle le renfort fibreux du carter est densifié.

On procède ensuite à la transformation de la résine en matrice, par exemple par
10 traitement thermique, afin d'obtenir, une pièce de comblement en matériau composite comprenant une préforme fibreuse tissée 3D densifiée par une matrice comme la pièce de comblement en matériau composite 50 représentée sur la figure 7, la pièce de comblement occupant le volume libre défini par la portion évidée.

Selon une caractéristique particulière de l'invention, la tenue mécanique de la pièce
15 peut être renforcée par l'intégration d'un ou plusieurs organes de fixation dans la pièce de comblement, comme par exemple l'organe 60 représenté sur la figure 8 qui comprend une vis 61 traversant la pièce de comblement 50 et un écrou de serrage 62 coopérant avec l'extrémité libre de la vis 61. Le ou les organes de fixation n'ont pas d'impact sur la structure du carter car ils ne sont pas en contact avec celle-ci
20 mais seulement avec la pièce de comblement.

Revendications

[Revendication 1] Pièce (10) de turbine à gaz en matériau composite, la pièce comprenant un renfort fibreux présentant un tissage tridimensionnel entre une pluralité de fils de chaîne et une pluralité de fils de trame, ledit renfort fibreux étant densifié par une matrice, ledit renfort fibreux densifié s'étendant en largeur entre une extrémité aval (17) et une extrémité amont (18) suivant une direction axiale (D_A) et en épaisseur entre une surface interne (11) et une surface externe (12) suivant une direction radiale (D_R), caractérisé en ce que le renfort fibreux densifié par la matrice comporte au moins une portion évidée (30) s'étendant sur toute l'épaisseur (E_{10}) du renfort fibreux et en ce qu'une pièce de comblement en matériau composite (50) est présente dans le volume libre (35) de la pièce délimité par ladite au moins une portion évidée, la pièce de comblement (50) comprenant une préforme fibreuse (40) présentant un tissage tridimensionnel, ladite préforme fibreuse étant densifiée par une matrice.

[Revendication 2] Pièce selon la revendication 1, dans lequel chaque portion évidée (30) comporte au moins deux bords en vis-à-vis (31, 33) comprenant chacun des premier et deuxième biseaux (310, 311, 330, 331), la pièce de comblement en matériau composite (50) comprenant une première partie (51) présentant une géométrie complémentaire d'une partie du volume de la portion évidée définie entre les premiers biseaux (310, 330) des bords en vis-à-vis (31, 33) et une deuxième partie (52) présentant une géométrie complémentaire de l'autre partie du volume de la partie de la portion évidée définie entre les deuxièmes biseaux (311, 331) des bords en vis-à-vis (31, 33).

[Revendication 3] Pièce selon la revendication 2, dans lequel chaque bord en vis-à-vis (31, 33) comprenant des premier et deuxième biseaux (310, 311, 330, 331) s'étend sur une longueur (L_{31} , L_{33}) correspondant à au moins dix fois l'épaisseur (E_{10}) de la pièce au niveau de la portion évidée (30).

[Revendication 4] Pièce selon la revendication 2 ou 3, dans lequel les première et deuxième parties de la pièce de comblement sont liées entre elles par tissage.

[Revendication 5] Pièce selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel la pièce de comblement (50) comprend en outre au moins un organe de fixation (60) s'étendant dans ladite pièce de comblement.

[Revendication 6] Moteur aéronautique à turbine à gaz ayant une pièce en matériau composite (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5.

[Revendication 7] Aéronef comprenant un ou plusieurs moteurs selon la revendication 6.

[Revendication 8] Procédé de réparation d'une pièce (10) en matériau composite pour une turbine à gaz, la pièce comprenant un renfort fibreux présentant un tissage tridimensionnel entre une pluralité de fils de chaîne et une pluralité de file de trame, ledit renfort fibreux étant densifié par une matrice, ledit renfort fibreux densifié s'étendant en largeur entre une extrémité aval (17) et une extrémité amont (18) suivant une direction axiale (DA) et en épaisseur entre une surface interne (11) et une surface externe (12) suivant une direction radiale (DR), caractérisé en ce qu'il comprend :

- l'identification d'au moins une zone endommagée (20) dans la pièce,
- la réalisation d'une portion évidée par retrait du matériau composite au niveau de la zone endommagée (20) de manière à former une portion évidée (20) s'étendant sur toute l'épaisseur (E10) du renfort fibreux,
- le tissage tridimensionnel d'une préforme fibreuse de pièce de comblement (40),
- le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement (40) dans le volume libre (35) de la pièce délimité par la portion évidée (30),
- l'imprégnation, avant ou après le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans la portion évidée, de ladite préforme avec une résine précurseur d'une matrice,
- la polymérisation de la résine en matrice afin d'obtenir une pièce de comblement en matériau composite (50) comprenant une préforme fibreuse

tissée 3D, ladite pièce de comblement occupant le volume défini par la portion évidée.

[Revendication 9] Procédé de réparation selon la revendication 8, dans lequel la réalisation de la portion évidée (30) comprend la formation d'au moins deux bords en vis-à-vis (31, 33) comprenant chacun des premier et deuxième biseaux (310, 311, 330, 331), la préforme fibreuse de pièce de comblement (40) comprenant une première partie (41) présentant une géométrie complémentaire d'une partie du volume de la portion évidée définie entre les premiers biseaux (310, 330) des bords en vis-à-vis (31, 33) et une deuxième partie (42) présentant une géométrie complémentaire de l'autre partie du volume de la portion évidée définie entre les deuxièmes biseaux (311, 331) des bords en vis-à-vis (31, 33).

[Revendication 10] Procédé de réparation selon la revendication 9, dans lequel chaque bord en vis-à-vis (31, 33) comprenant des premier et deuxième biseaux (310, 311, 330, 331) s'étend sur une longueur (L_{31} , L_{33}) correspondant à au moins dix fois l'épaisseur (E_{10}) de la pièce au niveau de la portion évidée (30).

[Revendication 11] Procédé de réparation selon la revendication 9 ou 10, dans lequel les première et deuxième parties (71, 72) de la préforme fibreuse de pièce de comblement (70) sont liées entre elles par tissage.

[Revendication 12] Procédé de réparation selon l'une quelconque des revendications 8 à 11, comprenant en outre l'intégration d'au moins un organe de fixation (60) dans la pièce de comblement (50).

[Revendication 13] Procédé de fabrication d'une pièce (10) en matériau composite pour une turbine à gaz, le procédé comprenant le tissage en une seule pièce par tissage tridimensionnel d'une texture fibreuse en forme de bande, la mise en forme de ladite texture par enroulement sur un outillage de support de manière à former un renfort fibreux de la pièce et la densification du renfort fibreux par une matrice, ledit renfort fibreux densifié s'étendant en largeur entre une extrémité aval (17) et une extrémité amont (18) suivant une direction axiale (DA) et en épaisseur entre une surface interne (11) et une surface externe (12) suivant une direction radiale (DR), caractérisé en ce

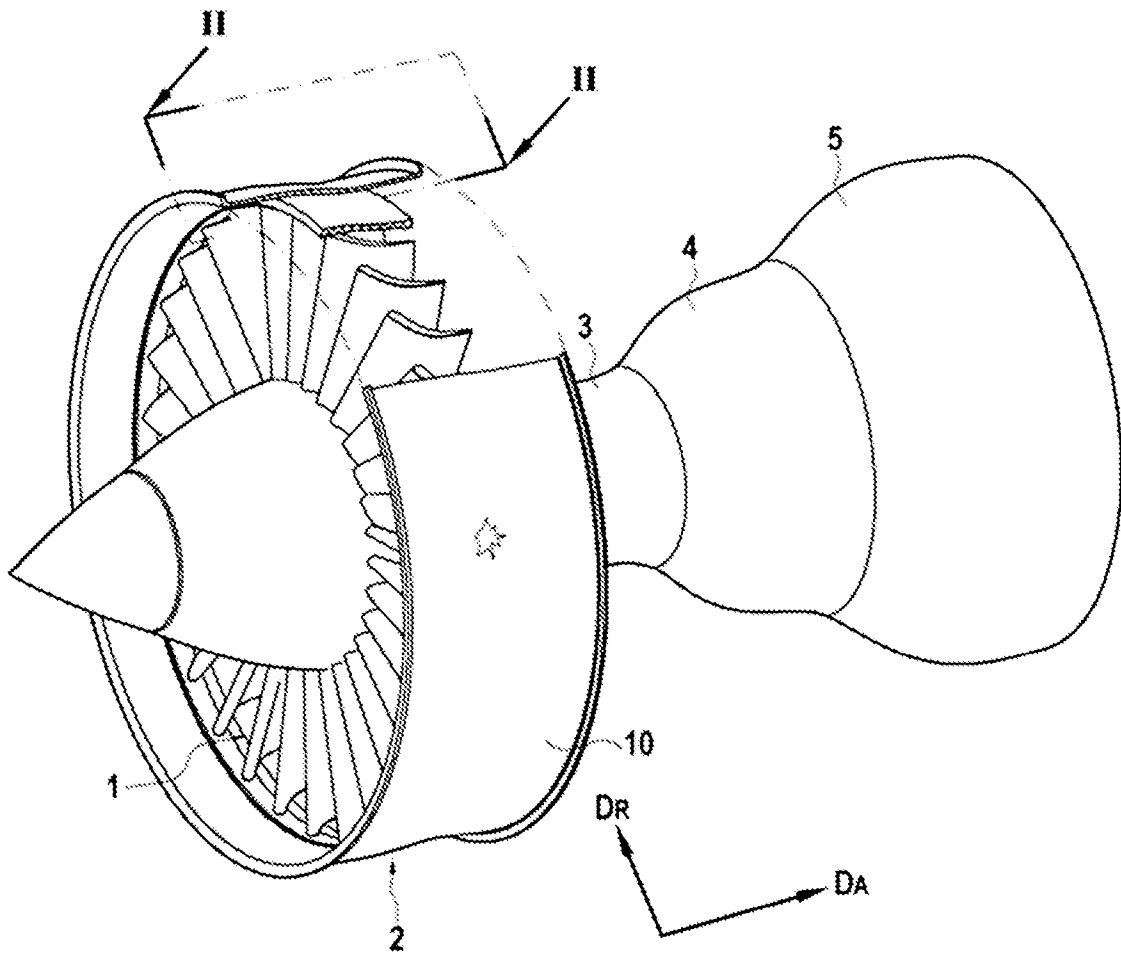
qu'il comprend :

- l'identification d'au moins une zone non conforme dans la pièce,
- la réalisation d'une portion évidée par retrait du matériau composite au niveau de la zone non conforme de manière à former une portion évidée (30) s'étendant sur toute l'épaisseur du renfort fibreux,
- le tissage tridimensionnel d'une préforme fibreuse de pièce de comblement (40),
- le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement (40) dans le volume libre (35) de la pièce délimité par la portion évidée (30),
- l'imprégnation, avant ou après le placement de la préforme fibreuse de pièce de comblement dans la portion évidée, de ladite préforme avec une résine précurseur d'une matrice,
- la polymérisation de la résine en matrice afin d'obtenir une pièce de comblement en matériau composite (50) comprenant une préforme fibreuse tissée 3D, ladite pièce de comblement occupant le volume défini par la portion évidée.

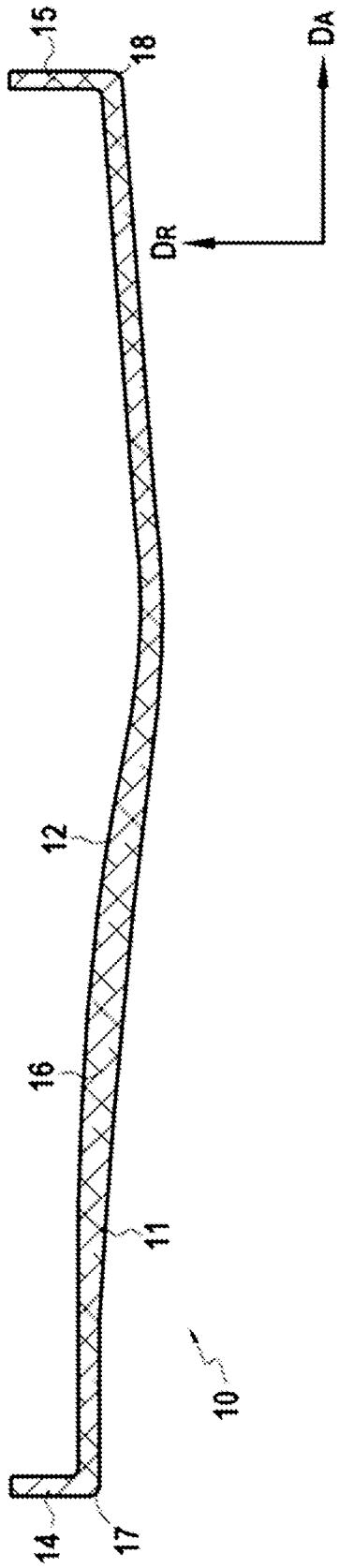
[Revendication 14] Procédé de fabrication selon la revendication 13, dans lequel la réalisation de la portion évidée (30) comprend la formation d'au moins deux bords en vis-à-vis (31, 33) comprenant chacun des premier et deuxième biseaux (310, 311, 330, 331), la préforme fibreuse de pièce de comblement (40) comprenant une première partie (41) présentant une géométrie complémentaire d'une partie du volume de la portion évidée définie entre les premiers biseaux (310, 330) des bords en vis-à-vis (31, 33) et une deuxième partie (42) présentant une géométrie complémentaire de l'autre partie du volume de la portion évidée définie entre les deuxièmes biseaux (311, 331) des bords en vis-à-vis (31, 33).

[Revendication 15] Procédé selon la revendication 14, dans lequel chaque bord en vis-à-vis (31, 33) comprenant des premier et deuxième biseaux (310, 311, 330, 331) s'étend sur une longueur (L_{31} , L_{33}) correspondant à au moins dix fois l'épaisseur (E_{10}) de la pièce au niveau de la portion évidée (30).

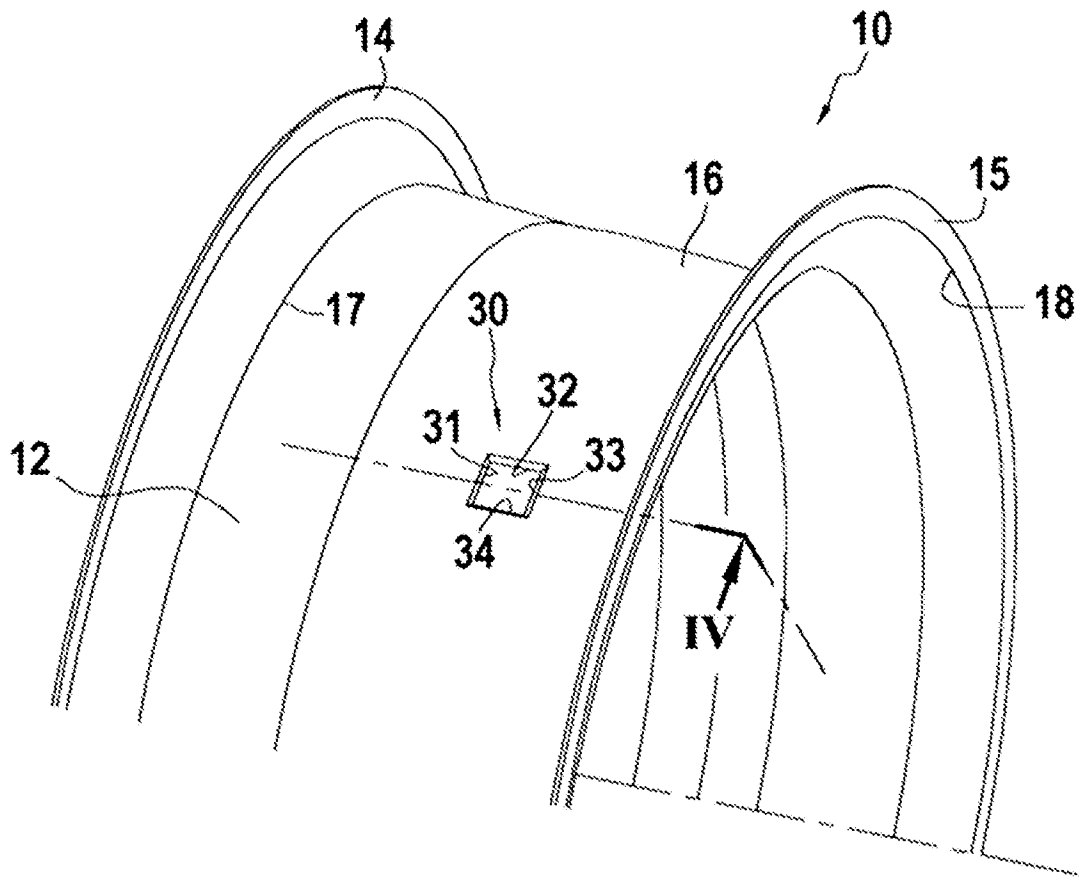
[Fig. 1]



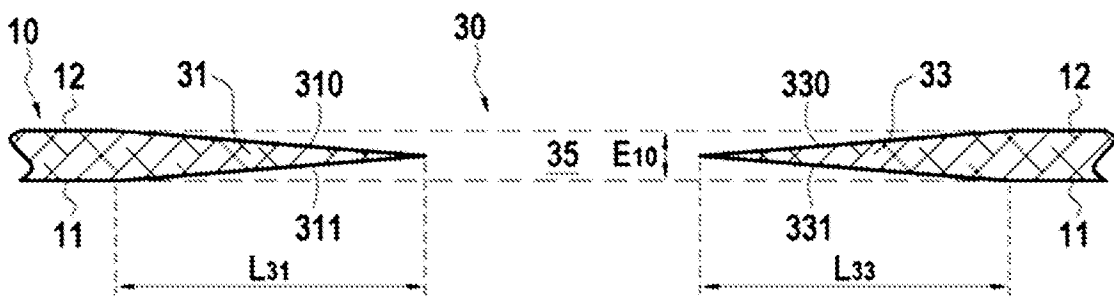
[Fig. 2]



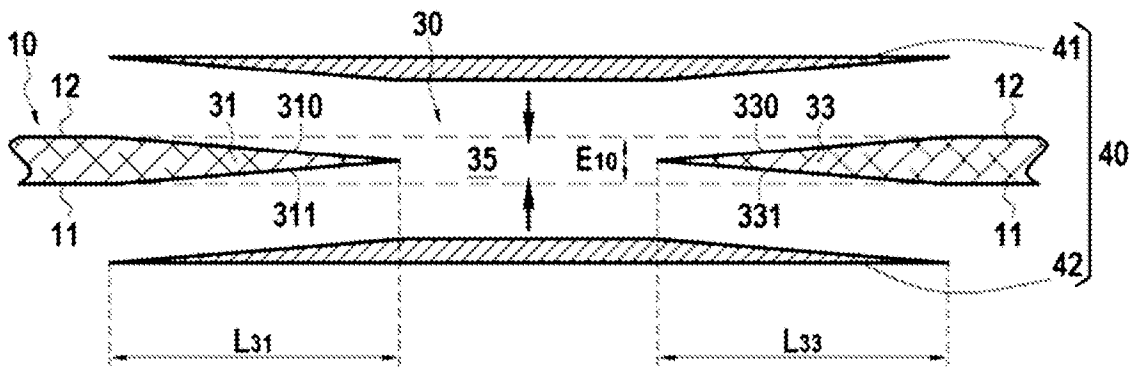
[Fig. 3]



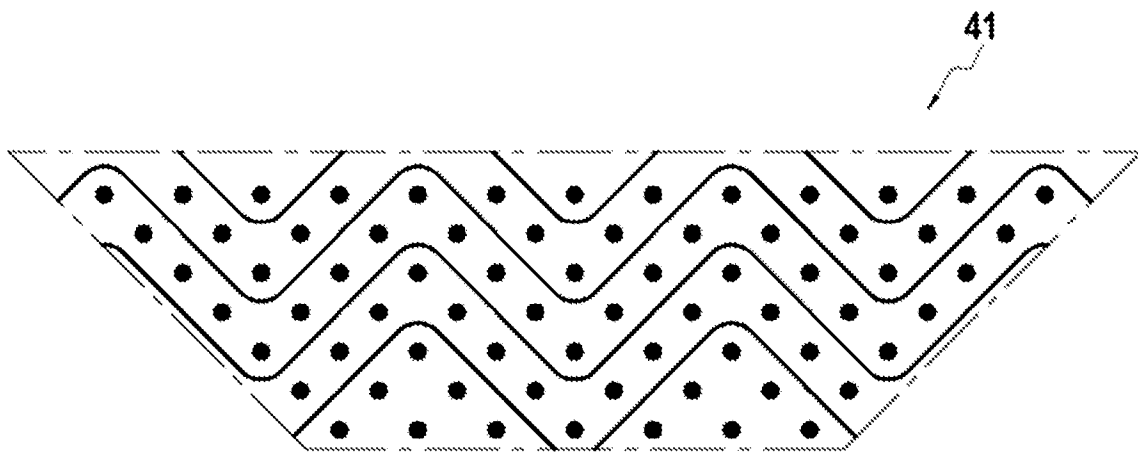
[Fig. 4]



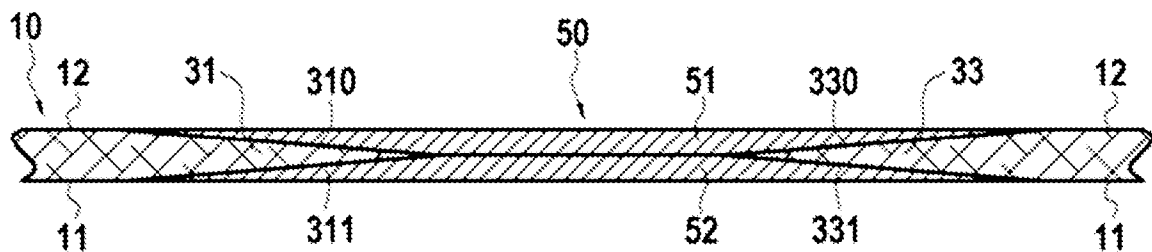
[Fig. 5]



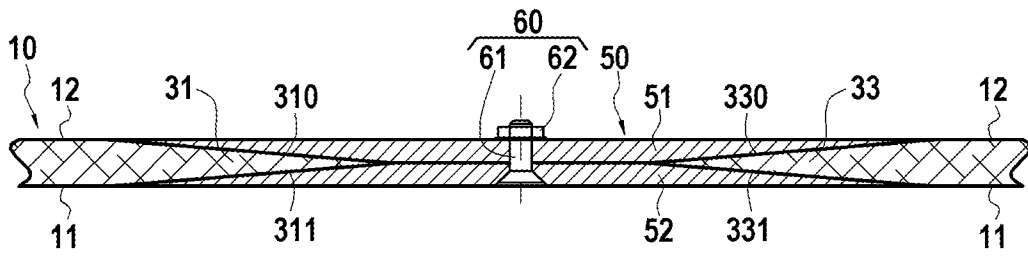
[Fig. 6]



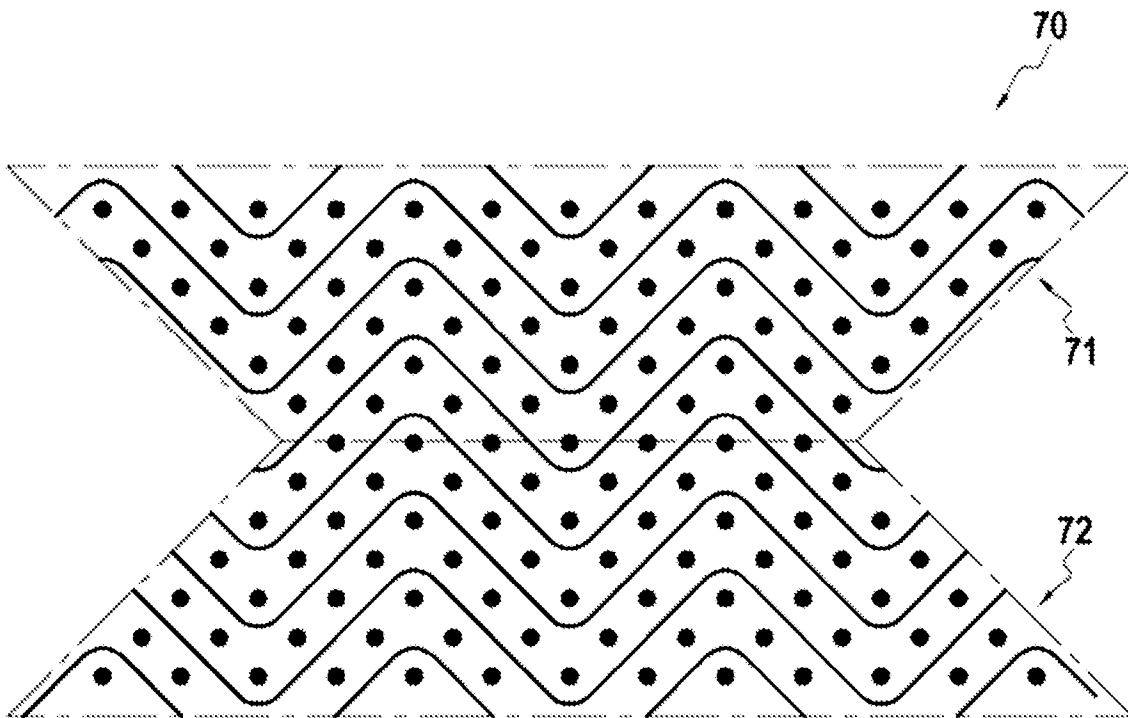
[Fig. 7]



[Fig. 8]



[Fig. 9]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/FR2020/050341

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER		
<i>B29C 73/10</i> (2006.01)i; <i>B29C 70/00</i> (2006.01)i; <i>F01D 21/00</i> (2006.01)i; <i>B29C 73/14</i> (2006.01)i		
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) B29C; B29L; 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, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y A	US 2007079920 A1 (HOLLAND BRIAN K [US]) 12 April 2007 (2007-04-12) paragraphs [0001], [0002], [0013] - [0025] figures 1-4	1,6-8 4,11
Y	FR 2913053 A1 (SNECMA SA [FR]) 29 August 2008 (2008-08-29) cited in the application page 2, line 2 - line 13 figures 1,2,8	13-15
Y	US 2017341320 A1 (MCKIBBIN ANDREW [GB]) 30 November 2017 (2017-11-30) paragraphs [0113], [0147], [0148] figures 14,15	1,2,8,9
Y	US 4961799 A (COLOGNA RUDY L [US] ET AL) 09 October 1990 (1990-10-09) column 3, line 37 - column 4, line 65 figure 1	1,5,8,12
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> 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 16 June 2020		Date of mailing of the international search report 25 June 2020
Name and mailing address of the ISA/EP European Patent Office p.b. 5818, Patentlaan 2, 2280 HV Rijswijk Netherlands Telephone No. (+31-70)340-2040 Facsimile No. (+31-70)340-3016		Authorized officer Ullrich, Klaus Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/FR2020/050341

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	BAKER A A ED - MIDDLETON DONALD H. Repair Techniques for Composite Structures, COMPOSITE MATERIALS IN AIRCRAFT STRUCTURES, LONGMAN, NEW YORK, PAGE(S) 207 - 227 , 01 January 1990 (1990-01-01), ISBN: 978-0-582-01712-2. XP008103764 page 211 page 216 - page 219 figures 13.1, 13.4	1-3,5-10,12-15
Y	US 10213964 B2 (BOEING CO [US]) 26 February 2019 (2019-02-26) column 9, line 38 - column 10, line 60 figure 4	1-3,5-10,12
Y	US 4916880 A (WESTERMAN JR EVERETT A [US]) 17 April 1990 (1990-04-17) column 4, line 13 - column 5, line 5 column 5, line 64 - column 6, line 31 figures 6-9,13-15	1,5,8,12
Y	US 2019039338 A1 (LINDE PETER [DE] ET AL) 07 February 2019 (2019-02-07) paragraphs [0032] - [0028] figures 1-3	1-3,5-10,12
Y	US 5190611 A (COLOGNA RUDY L [US] ET AL) 02 March 1993 (1993-03-02) column 4, line 4 - column 8, line 5; figures 3-8	1,8
Y	DE 102008021788 A1 (DEUTSCH ZENTR LUFT & RAUMFAHRT [DE]) 12 November 2009 (2009-11-12) paragraphs [0004], [0006], [0047] figure 8	1,5,8,12
Y	US 2010047541 A1 (CARE IAN C D [GB]) 25 February 2010 (2010-02-25) paragraphs [0001], [0011], [0012], [0014] figure 1b	1,8
Y	US 2010024958 A1 (SAWICKI ADAM J [US] ET AL) 04 February 2010 (2010-02-04) paragraphs [0009], [0042], [0050], [0056]	1-3,5-10,12-15

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/FR2020/050341

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
US	2007079920	A1	12 April 2007	EP	1775445	A2	18 April 2007
				JP	2007107520	A	26 April 2007
				KR	20070040320	A	16 April 2007
				US	2007079920	A1	12 April 2007
FR	2913053	A1	29 August 2008	CA	2621729	A1	23 August 2008
				CN	101249725	A	27 August 2008
				EP	1961923	A2	27 August 2008
				ES	2384898	T3	13 July 2012
				FR	2913053	A1	29 August 2008
				JP	5496461	B2	21 May 2014
				JP	2008240724	A	09 October 2008
				US	2008206048	A1	28 August 2008
US	2017341320	A1	30 November 2017	CA	2964530	A1	28 April 2016
				CN	107073848	A	18 August 2017
				EP	3209489	A1	30 August 2017
				GB	2531600	A	27 April 2016
				US	2017341320	A1	30 November 2017
				WO	2016063065	A1	28 April 2016
US	4961799	A	09 October 1990	NONE			
US	10213964	B2	26 February 2019	AU	2016201845	A1	24 November 2016
				CN	106118513	A	16 November 2016
				EP	3090859	A1	09 November 2016
				JP	6663291	B2	11 March 2020
				JP	2016210183	A	15 December 2016
				US	2016325490	A1	10 November 2016
US	4916880	A	17 April 1990	NONE			
US	2019039338	A1	07 February 2019	CN	109318513	A	12 February 2019
				DE	102017117383	A1	07 February 2019
				US	2019039338	A1	07 February 2019
US	5190611	A	02 March 1993	NONE			
DE	102008021788	A1	12 November 2009	DE	102008021788	A1	12 November 2009
				US	2009282664	A1	19 November 2009
US	2010047541	A1	25 February 2010	EP	2055466	A2	06 May 2009
				JP	5389414	B2	15 January 2014
				JP	2009115083	A	28 May 2009
				US	2010047541	A1	25 February 2010
US	2010024958	A1	04 February 2010	NONE			

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2020/050341

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. B29C73/10 B29C70/00 F01D21/00 B29C73/14 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) B29C B29L 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, 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		
Y	US 2007/079920 A1 (HOLLAND BRIAN K [US]) 12 avril 2007 (2007-04-12)	1,6-8		
A	alinéas [0001], [0002], [0013] - [0025] figures 1-4	4,11		
Y	FR 2 913 053 A1 (SNECMA SA [FR]) 29 août 2008 (2008-08-29) cité dans la demande page 2, ligne 2 - ligne 13 figures 1,2,8	13-15		
Y	US 2017/341320 A1 (MCKIBBIN ANDREW [GB]) 30 novembre 2017 (2017-11-30) alinéas [0113], [0147], [0148] figures 14,15	1,2,8,9		
	----- -/--			
<table style="width: 100%; border: none;"> <tr> <td style="width: 50%; border: none;"><input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents</td> <td style="width: 50%; border: none;"><input checked="" type="checkbox"/> Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe</td> </tr> </table>			<input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents	<input checked="" type="checkbox"/> Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe
<input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents	<input checked="" type="checkbox"/> 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 <p style="text-align: center; font-size: 1.2em;">16 juin 2020</p>	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale <p style="text-align: center; font-size: 1.2em;">25/06/2020</p>			
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 <p style="text-align: center; font-size: 1.2em;">Ullrich, Klaus</p>			

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	US 4 961 799 A (COLOGNA RUDY L [US] ET AL) 9 octobre 1990 (1990-10-09) colonne 3, ligne 37 - colonne 4, ligne 65 figure 1 -----	1,5,8,12
Y	BAKER A A ED - MIDDLETON DONALD H: "Repair Techniques for Composite Structures", 1 janvier 1990 (1990-01-01), COMPOSITE MATERIALS IN AIRCRAFT STRUCTURES, LONGMAN, NEW YORK, PAGE(S) 207 - 227, XP008103764, ISBN: 978-0-582-01712-2 page 211 page 216 - page 219 figures 13.1, 13.4 -----	1-3, 5-10, 12-15
Y	US 10 213 964 B2 (BOEING CO [US]) 26 février 2019 (2019-02-26) colonne 9, ligne 38 - colonne 10, ligne 60 figure 4 -----	1-3, 5-10,12
Y	US 4 916 880 A (WESTERMAN JR EVERETT A [US]) 17 avril 1990 (1990-04-17) colonne 4, ligne 13 - colonne 5, ligne 5 colonne 5, ligne 64 - colonne 6, ligne 31 figures 6-9,13-15 -----	1,5,8,12
Y	US 2019/039338 A1 (LINDE PETER [DE] ET AL) 7 février 2019 (2019-02-07) alinéas [0032] - [0028] figures 1-3 -----	1-3, 5-10,12
Y	US 5 190 611 A (COLOGNA RUDY L [US] ET AL) 2 mars 1993 (1993-03-02) colonne 4, ligne 4 - colonne 8, ligne 5; figures 3-8 -----	1,8
Y	DE 10 2008 021788 A1 (DEUTSCH ZENTR LUFT & RAUMFAHRT [DE]) 12 novembre 2009 (2009-11-12) alinéas [0004], [0006], [0047] figure 8 -----	1,5,8,12
Y	US 2010/047541 A1 (CARE IAN C D [GB]) 25 février 2010 (2010-02-25) alinéas [0001], [0011], [0012], [0014] figure 1b -----	1,8
Y	US 2010/024958 A1 (SAWICKI ADAM J [US] ET AL) 4 février 2010 (2010-02-04) alinéas [0009], [0042], [0050], [0056] -----	1-3, 5-10, 12-15

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2020/050341

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2007079920	A1	12-04-2007	EP 1775445 A2	18-04-2007
			JP 2007107520 A	26-04-2007
			KR 20070040320 A	16-04-2007
			US 2007079920 A1	12-04-2007

FR 2913053	A1	29-08-2008	CA 2621729 A1	23-08-2008
			CN 101249725 A	27-08-2008
			EP 1961923 A2	27-08-2008
			ES 2384898 T3	13-07-2012
			FR 2913053 A1	29-08-2008
			JP 5496461 B2	21-05-2014
			JP 2008240724 A	09-10-2008
			US 2008206048 A1	28-08-2008

US 2017341320	A1	30-11-2017	CA 2964530 A1	28-04-2016
			CN 107073848 A	18-08-2017
			EP 3209489 A1	30-08-2017
			GB 2531600 A	27-04-2016
			US 2017341320 A1	30-11-2017
			WO 2016063065 A1	28-04-2016

US 4961799	A	09-10-1990	AUCUN	

US 10213964	B2	26-02-2019	AU 2016201845 A1	24-11-2016
			CN 106118513 A	16-11-2016
			EP 3090859 A1	09-11-2016
			JP 6663291 B2	11-03-2020
			JP 2016210183 A	15-12-2016
			US 2016325490 A1	10-11-2016

US 4916880	A	17-04-1990	AUCUN	

US 2019039338	A1	07-02-2019	CN 109318513 A	12-02-2019
			DE 102017117383 A1	07-02-2019
			US 2019039338 A1	07-02-2019

US 5190611	A	02-03-1993	AUCUN	

DE 102008021788	A1	12-11-2009	DE 102008021788 A1	12-11-2009
			US 2009282664 A1	19-11-2009

US 2010047541	A1	25-02-2010	EP 2055466 A2	06-05-2009
			JP 5389414 B2	15-01-2014
			JP 2009115083 A	28-05-2009
			US 2010047541 A1	25-02-2010

US 2010024958	A1	04-02-2010	AUCUN	
