

(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 2016/005686 A1

(43) Date de la publication internationale
14 janvier 2016 (14.01.2016)

WIPO | PCT

- (51) Classification internationale des brevets :
B29C 70/84 (2006.01) B29C 31/08 (2006.01)
B29L 31/30 (2006.01) B29C 35/02 (2006.01)
B29C 70/44 (2006.01) B29C 65/00 (2006.01)
B29C 70/48 (2006.01) B29C 70/08 (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2015/051837
- (22) Date de dépôt international :
2 juillet 2015 (02.07.2015)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :
1456524 7 juillet 2014 (07.07.2014) FR
- (71) Déposant : SAFRAN [FR/FR]; 2, Boulevard du Général
Martial Valin, F-75015 Paris (FR).
- (72) Inventeurs : MANDEL, Robin; 2, rue de la Durance, F-
75012 Paris (FR). DUNLEAVY, Patrick; 15, rue Jean-
Jacques Rousseau, F-91120 Palaiseau (FR). TROUSSET,
Emilie; 14, avenue Pierre Bossolette, F-92240 Malakoff
(FR).
- (74) Mandataires : BOURA, Olivier et al.; Cabinet Beau de
Lomenie, 158 Rue de l'Université, F-75340 Paris Cedex 07
(FR).
- (81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM,
AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY,
BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM,
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,
HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR,
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,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : METHOD FOR MANUFACTURING A PART MADE OF A COMPOSITE MATERIAL COMPRISING AT LEAST ONE PORTION FORMING A FORCE-INSERTION PORTION OR LOCAL THICKENED PORTION

(54) Titre : PROCEDE DE FABRICATION DE PIECE EN MATERIAU COMPOSITE COMPORTANT AU MOINS UNE PORTION FORMANT PORTION D'INTRODUCTION D'EFFORT OU SUREPAISSEUR LOCALE

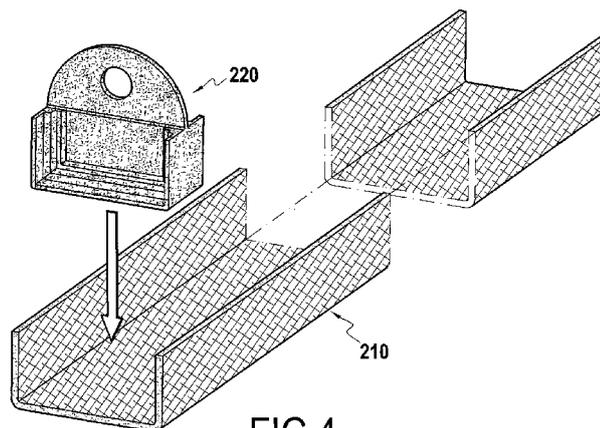


FIG. 4

(57) Abstract : The invention relates to a method for manufacturing a part made of a composite material including the following steps: pre-compacting, into a predetermined shape, a mixture of a first heat-setting resin with discontinuous long fibres such as to form a first preform (220), pre-cooking the first preform (220) until an intermediate conversion stage of the first heat-setting resin corresponding to a solidification of said first resin, moving the first preform (220) towards a second preform (210) including a fibrous texture of continuous fibres impregnated with a second heat-setting resin, polymerising the first and second preforms (220, 210) such as to form a part made of a composite material including a body of composite material including a reinforcement of continuous fibres consolidated by an organic fibre provided with a portion made of a composite material including a reinforcement made of discontinuous long fibres consolidated by an organic matrix.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]



WO 2016/005686 A1



TZ, UG, 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))

Procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite comprenant les étapes suivantes: pré-compactage suivant une forme déterminée d'un mélange d'une première résine thermodurcissable avec des fibres longues discontinues de manière à former une première préforme (220), pré-cuisson de la première préforme (220) jusqu'à un stade de conversion intermédiaire de la première résine thermodurcissable correspondant à une solidification de ladite première résine, accostage de la première préforme (220) avec une deuxième préforme (210) comprenant une texture fibreuse de fibres continues imprégnées avec une deuxième résine thermodurcissable, polymérisation des première et deuxième préformes (220, 210) de manière à former une pièce en matériau composite comprenant un corps en matériau composite comprenant un renfort en fibres continues consolidé par une matrice organique muni d'une portion en matériau composite comprenant un renfort en fibres longues discontinues consolidé par une matrice organique.

**Procédé de fabrication de pièce en matériau composite
comportant au moins une portion formant portion d'introduction
d'effort ou surépaisseur locale**

5

Arrière-plan de l'invention

La présente invention concerne la fabrication de pièces en matériau composite comprenant un renfort fibreux densifié par une matrice, ces pièces devant réaliser des transferts d'efforts de manière locale, comme
10 notamment les cadres avant de nacelle de moteur aéronautique, les poutres d'inverseur de nacelle et les supports de vérins, etc.

Des exemples d'application de l'invention concernent les pièces destinées à être soumises localement à des chargements mécaniques, en particulier en dehors du ou des plans de résistance d'un corps principal de
15 la pièce, et les pièces destinées à être soumises à des efforts de matage, et plus généralement à la transmission d'effort à une fixation.

La figure 8 illustre un exemple d'une pièce 10 en matériau composite destinée à être soumise localement à des chargements mécaniques, cette pièce 10 comportant un corps principal, correspondant
20 ici à une peau d'aile d'avion 11 et un raidisseur 12 en forme de T fixé sur la peau 11. Les deux sous-ensembles de la pièce 10, à savoir la peau d'aile d'avion 11 et le raidisseur 12, sont chacun réalisés à partir d'une texture en fibres continues, obtenue par exemple par drapage ou tissage 2D, les fibres de la texture étant pré-imprégnées avec une résine thermodurcissable. La liaison entre le raidisseur 12 et la peau 11 est
25 réalisée par co-cuisson, les préformes fibreuses pré-imprégnées du raidisseur et de la peau étant plaquées l'une contre l'autre lors de la cuisson en étuve ou en autoclave.

Cependant, malgré la réalisation d'une liaison entre la peau 11 et le
30 raidisseur 12, ce dernier présente une faible résistance vis-à-vis des efforts d'arrachage représentés par la flèche E sur la figure 8. En effet, la pièce 10 présente au niveau de sa liaison entre le raidisseur 12 et la peau 11 une zone faiblesse Zf correspondant à la zone dans laquelle le raidisseur 12 présente un rayon de courbure important par rapport à la
35 surface de la peau 11 sur laquelle il est collé. Cette zone Zf qui est riche en résine et dépourvue de fibres affaiblit la liaison entre le raidisseur et la

peau notamment vis-à-vis des efforts d'arrachage exercés sur le raidisseur.

5 Aussi, il existe un besoin pour disposer d'une solution permettant de réaliser, par assemblage de sous-ensembles, des pièces en matériau composite de géométrie complexe qui ne comportent pas de zones de faiblesse au niveau de l'interface de liaison entre les sous-ensembles de la pièce.

Objet et résumé de l'invention

10 A cet effet, selon l'invention, il est proposé un procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite comprenant les étapes suivantes:

- 15 - pré-compactage suivant une forme déterminée d'un mélange d'une première résine thermodurcissable avec des fibres longues discontinues de manière à former une première préforme,
- pré-cuisson de la première préforme jusqu'à un stade de conversion intermédiaire de la première résine thermodurcissable correspondant à une solidification de ladite première résine,
- 20 - accostage de la première préforme avec une deuxième préforme comprenant une texture fibreuse de fibres continues imprégnées avec une deuxième résine thermodurcissable,
- polymérisation des première et deuxième préformes de manière à former une pièce en matériau composite comprenant un corps en matériau composite comprenant un renfort en fibres continues consolidé par une matrice organique muni d'une portion en matériau composite comprenant un renfort en fibres longues discontinues consolidé par une matrice organique.

25 Ainsi, en utilisant un mélange de fibres longues discontinues et d'une résine thermodurcissable, il est possible de réaliser un ou plusieurs sous-ensembles d'une pièce en matériau composite suivant des géométries complexes qui s'adaptent parfaitement à la géométrie du ou des autres sous-ensembles de la pièce réalisés à partir de fibres continues. On réalise de cette manière des pièces en matériau composite formées par assemblage de sous-ensembles avec des interfaces de liaison homogènes entre les sous-ensembles. La pièce obtenue présente une
35 résistance mécanique accrue même lorsqu'un premier sous-ensemble de

celle-ci réalisé à partir de fibres longues discontinues est soumis à des chargements appliqués dans une direction différente du ou des plans de résistance d'un deuxième sous-ensemble réalisé à partir de fibres continues et sur lequel est fixé le premier sous-ensemble.

5 Selon un aspect particulier du procédé de l'invention, les première et deuxième résines sont identiques. Dans ce cas, les première et deuxième résines sont choisies parmi au moins les résines de type époxy compatibles avec les applications pré-imprégnées telles que les produits Hexcel M21, Hexcel 8552, Hexcel M42, Cytec Cycom 977-B, Hexcel M77,
10 les résines de type cyanate-ester et les résines polybismaléimides (BMI).

Selon un autre aspect particulier de l'invention, les première et deuxième résines sont différentes. Dans ce cas, elles peuvent être notamment chacune choisies parmi au moins les résines de type époxy compatibles avec les applications pré-imprégnées telles que les produits
15 Hexcel M21, Hexcel 8552, Hexcel M42, Cytec Cycom 977-B, Hexcel M77, les résines de type cyanate-ester et les résines polybismaléimides (BMI).

Selon une application particulière de l'invention à la réalisation d'une pièce en matériau composite soumise à des efforts de matage, le procédé comprend en outre une étape de perçage du corps et de la
20 portion de la pièce en matériau composite pour y faire passer une vis de fixation.

La présente invention a également pour objet une pièce de structure comprenant un corps en matériau composite comprenant un renfort en fibres continues densifié par une première matrice organique et
25 au moins une portion comprenant un renfort en fibres longues discontinues densifié par une deuxième matrice organique, ladite portion comprenant au moins une surface en contact continu avec le corps de la pièce.

L'interface de liaison entre la portion et le corps principal étant
30 homogène et continue (pas de zone riche en résine et dépourvue de fibres au niveau de l'interface interface et contact continu entre les deux sous-ensembles tout le long de l'interface), la portion peut être soumise à des chargements mécaniques et des efforts de matage et transférer au corps principal les efforts issus de ces chargements sans risque de rupture de la
35 liaison entre la portion et le corps, et ce même lorsque les chargements sont appliqués sur la pièce dans une direction différente de celle du ou

des plans de résistance du corps qui sont définis par l'orientation des fibres continues dans le renfort de celui-ci.

Selon un aspect particulier de la pièce de l'invention, les première et deuxième matrices organiques sont formées à partir d'une même résine thermodurcissable.

Selon un autre aspect particulier de la pièce de l'invention, les première et deuxième matrices organiques sont formées à partir de résines thermodurcissables différentes.

Dans le cas d'une pièce devant réaliser des transferts d'efforts de manière locale, la portion peut former une portion d'introduction d'efforts.

Alternativement, dans le cas d'une pièce en matériau composite soumise à des efforts de matage, la portion peut former une surépaisseur locale du corps. Cette surépaisseur locale permet ainsi d'augmenter localement la section de la pièce afin d'améliorer sa tenue aux efforts de matage sans pour autant ajouter de la masse sur l'ensemble de la structure.

Dans ce cas, le corps et la surépaisseur locale peuvent chacun être munis de perçages qui sont alignés l'un avec l'autre pour le passage de vis de fixation. De même, la pièce peut comprendre un corps et deux surépaisseurs locales ayant chacune une surface en contact continu avec une face différente du corps de la pièce.

La pièce selon l'invention peut notamment correspondre à une pièce de structure d'aéronef choisie parmi au moins une des pièces suivantes : cadre avant de nacelle de moteur aéronautique, poutre d'inverseur de nacelle et support de vérins.

Brève description des dessins

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention ressortiront de la description suivante de modes particuliers de réalisation de l'invention, donnés à titre d'exemples non limitatifs, en référence aux dessins annexés, sur lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en perspective d'une pièce de structure en matériau composite conformément à un mode de réalisation de l'invention,
- la figure 2 est une vue en perspective d'une préforme de portion d'introduction d'efforts de la pièce de la figure 1,

- la figure 3 est une vue en perspective d'une préforme de corps principal de la pièce de la figure 1,
- la figure 4 est une en perspective éclatée montrant l'accostage de la préforme de portion d'introduction d'efforts de la figure 2 avec la préforme de corps principal de la figure 3,
- la figure 5 est un ordinogramme des étapes mises en œuvre dans un procédé de fabrication de la pièce de la figure 1 conformément à un mode de réalisation de l'invention,
- la figure 6 est une vue en perspective d'une pièce de structure en matériau composite conformément à un autre mode de réalisation de l'invention,
- la figure 7 est une vue en perspective de la pièce de structure de la figure 6 selon une variante de réalisation, et
- la figure 8 est vue en coupe d'une pièce en matériau composite selon l'art antérieur.

Description détaillée de modes de réalisation

L'invention s'applique d'une manière générale à la réalisation de pièces en matériau composite comprenant un renfort fibreux densifié par une matrice organique, ladite pièce comprenant un corps principal sur lequel sont présents un ou plusieurs portions, chacune de ces portions pouvant être utilisée pour introduire localement des efforts dans la pièce ou pour réaliser une transmission d'efforts à une fixation sur une autre pièce.

La figure 1 illustre une pièce 100 correspondant à une pièce générique de structure composite et comprenant un corps principal 110 présentant une forme élancée et une portion 120 formant ici portion d'introduction d'efforts. La portion 120 est notamment destinée à être soumise localement à des chargements mécaniques qui peuvent être appliqués dans des directions différentes de celle du ou des plans de résistance du corps principal défini par l'orientation des fibres continues dans le renfort de ce dernier. La portion 120 peut être notamment en liaison avec un dispositif, par exemple un vérin, ou une autre pièce introduisant des efforts de manière locale dans la pièce 100 au niveau de la portion 120.

Ces deux sous-ensembles sont réalisés en matériau composite comprenant un renfort fibreux densifié par une matrice organique. Toutefois, conformément à l'invention et comme expliqué ci-après en détails, le renfort fibreux du corps principal 110 est constitué de fibres
5 continues tandis que le renfort fibreux de la portion d'introduction locale d'effort 120 est constitué de fibres longues discontinues.

La fabrication de la pièce 100 débute par la réalisation d'une préforme 220 de la portion d'introduction locale d'effort 120 (figure 2). La préforme 120 est obtenue par pré-compactage de fibres longues
10 discontinues pré-imprégnées avec une résine thermodurcissable. Les fibres longues discontinues présentent une longueur comprise entre 8 et 100mm. Les fibres peuvent être en un des matériaux suivants : verre, carbone, métal, céramique. Les fibres peuvent être formées par extrusion ou micro-pultrusion d'un filament découpé en tronçons de longueur
15 équivalente ou aléatoire. Pour les fibres de carbone ou de céramique, on peut utiliser un précurseur polymère de carbone ou céramique (début de filière de fibre) qui est déposé sur un plateau suivant la longueur des fibres que l'on souhaite obtenir et traité thermiquement de façon connue pour obtenir des fibres de carbone ou de céramique. Dans le cas de fibres
20 métalliques ou de verre, celles-ci peuvent être découpées dans un bloc de matière. Pour les matières de fibres adaptées, celles-ci peuvent être encore formées par estampage ou compression de nappe unidirectionnelle ou par électroformage sur un poinçon en forme.

Les fibres longues discontinues peuvent être pré-imprégnées avec
25 la résine thermodurcissable de manière individuelle, c'est-à-dire lors de leur réalisation, ou collectivement en imprégnant une quantité déterminée de fibres sèches avec la résine thermodurcissable.

Une fois pré-imprégnées, les fibres longues discontinues sont pré-compactées dans un moule suivant une forme correspondant à la forme
30 finale de la portion d'introduction d'efforts 120 (étape S1).

Les fibres pré-compactées en forme sont alors soumises à un traitement de pré-cuisson (étape S2). Par « pré-cuisson », on entend ici un traitement thermique de la résine thermodurcissable permettant d'amener la résine thermodurcissable à une conversion intermédiaire
35 correspondant à une pré-polymérisation de la résine qui présente une phase solide suffisante pour obtenir une préforme 220 apte à conserver

une forme proche de la géométrie finale de la portion d'introduction d'efforts 120. Cette pré-cuisson est obtenue en chauffant la résine à une température permettant d'initier la polymérisation de la résine et sur une durée permettant de maintenir les fibres longues discontinues dans leur état compactée. Le niveau d'avancement permettant d'obtenir une préforme suffisamment rigide est fonction de la géométrie de la pièce et peut être estimé entre 15% et 50% de taux de polymérisation.

On procède ensuite à la réalisation d'une préforme 210 destinée à former ultérieurement le corps principal 110 de la pièce 100 qui débute par la formation d'une structure fibreuse destinée à former le renfort fibreux du corps principal 110 (étape S3).

Dans l'exemple décrit ici, la structure fibreuse est obtenue par empilement de strates de fibres continues qui peuvent se présenter sous forme de couche fibreuse unidirectionnelle, tissu, tresse, tricot, feutre, nappes ou autres. Les strates peuvent en outre être liées entre elles par exemple par couture, par implantation de fils ou d'éléments rigides ou par aiguilletage.

La structure fibreuse peut également être obtenue par tissage multicouche entre des fils de fibres continues. Ce tissage est réalisé de façon connue au moyen d'un métier à tisser de type jacquard sur lequel on a disposé un faisceau de fils de chaînes ou torons en une pluralité de couches, les fils de chaînes étant liés par des fils de trame. Le tissage multicouche peut être notamment un tissage à armure "interlock", c'est-à-dire une armure de tissage dans laquelle chaque couche de fils de trame lie plusieurs couches de fils de chaîne avec tous les fils d'une même colonne de trame ayant le même mouvement dans le plan de l'armure. D'autres types de tissage multicouche connus pourront être utilisés, comme notamment ceux décrits dans le document WO 2006/136755 dont le contenu est incorporé ici par voie de référence.

Les fibres continues constitutives de la structure fibreuse sont notamment des fibres réfractaires, c'est-à-dire des fibres en céramique, par exemple en carbure de silicium (SiC), des fibres en carbone ou même encore des fibres en un oxyde réfractaire, par exemple en alumine (Al₂O₃). Les fibres peuvent être également des fibres de verre ou métalliques. Dans l'exemple décrit ici, la structure fibreuse est réalisée à partir de strates fibreuses en fibres de carbone.

Une fois terminée, la structure fibreuse est imprégnée avec une résine thermodurcissable puis compactée en forme afin de l'ajuster à la forme finale du corps principal et d'augmenter le taux de fibre dans celui-ci (étape S4, figure 3). Selon une variante de mise en œuvre du procédé de l'invention, la texture fibreuse destinée à former le renfort du corps principal 110 de la pièce 100 peut être réalisée à partir de fibres continues déjà imprégnées avec une résine destinée à former la matrice du corps principal.

La préforme 220 de la portion d'introduction d'efforts 120 est alors accostée avec la préforme 210 du corps principal 110 (étape S5, figure 4). On procède alors à la polymérisation de l'assemblage, c'est-à-dire, à la finalisation de la polymérisation de la résine de la préforme 220 et la polymérisation complète de la préforme 210 (étape S6). L'accostage et la polymérisation des préformes peuvent être réalisées de différentes manières. La préforme 220 peut être par exemple plaquée contre la préforme 210 lors d'une opération de moulage par compression de la préforme 210, la polymérisation pouvant être réalisée entièrement ou partiellement dans le moule ou à l'extérieur de celui-ci, par exemple dans une étuve post-cuisson.

Selon une variante de mise en œuvre, la préforme 220 de la portion d'introduction d'efforts 120 peut être rapportée avant l'imprégnation de la structure fibreuse destinée à former le renfort du corps principal 110. Dans ce cas, la préforme 210 est une préforme dite « sèche » car elle ne comprend pas encore de résine thermoplastique, l'imprégnation de la préforme 210 et la polymérisation des préformes 210 et 220 pouvant être réalisées par le procédé bien connu de moulage par transfert dit RTM ("Resin Transfert Moulding"). Conformément au procédé RTM, on place la préforme fibreuse sèche 210 dans un moule présentant la forme du corps principal à réaliser avec un emplacement spécifique pour maintenir en position la préforme 220. Une résine thermodurcissable est injectée dans l'espace interne du moule qui comprend la préforme 210. 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 de la préforme par la résine. La polymérisation des préformes 210 et 220 peut être réalisée entièrement

ou partiellement dans le moule ou à l'extérieur de celui-ci, par exemple dans une étuve post-cuisson.

Par « polymérisation des préformes », on entend ici un traitement thermique permettant d'initier un cycle de réticulation permettant de durcir (co-cuire) la première résine pré-cuite de la préforme 220 et la deuxième résine de la préforme 210 et de former, par conséquent, la matrice du matériau composite de la pièce 100. Pendant ce cycle de réticulation, des liaisons covalentes sont créées à l'interface entre les première et deuxième résines formant un réseau de points de réticulation homogène rendant cette interface mécaniquement résistante.

On obtient alors la pièce 100 de la figure 1 comprenant un corps principal 110 réalisé en matériau composite comprenant un renfort en fibres continues densifié par une première matrice organique et une portion d'introduction locale d'effort 120 réalisée en matériau composite comprenant un renfort en fibres longues discontinues, dit DLF (pour « Discontinuous Long Fiber ») et une deuxième matrice organique.

L'interface de liaison entre la portion 120 et le corps principal 110 étant homogène et continue (pas de zone riche en résine et dépourvue de fibres au niveau de l'interface interface et contact continu entre les deux sous-ensembles tout de l'interface), la portion 120 peut être soumise à des chargements mécaniques et transférer au corps 110 les efforts issus de ces chargements sans risque de rupture de la liaison entre la portion 120 et le corps 110, et ce même lorsque les chargements sont appliqués sur la pièce 120 dans une direction différente de celle du ou des plans de résistance du corps 110 qui sont définis par l'orientation des fibres continues dans le renfort de celui-ci.

Le procédé de l'invention est particulièrement adapté à la fabrication de pièce en matériau composite comprenant un corps principal de forme élancée (renfort en fibres continues assurant une bonne tenue mécanique dans le ou les plans d'élancement du corps) devant réaliser des transferts d'effort de manière locale au niveau de portions d'introduction d'efforts.

Les étapes S1 et S2 de fabrication de la portion 120 avant son accostage avec le corps principal et les étapes S3 et S4 de formation de la préforme de corps principal peuvent être bien entendu réalisées en parallèle.

Selon un aspect de l'invention, les résines thermodurcissables utilisées pour former respectivement l'élément d'introduction locale d'effort et le corps principal peuvent être identiques et choisies notamment parmi les résines thermodurcissables suivantes : les résines de type époxy compatibles avec les applications pré-imprégnées telles que les produits
5 Hexcel M21, Hexcel 8552, Hexcel M42, Cytec Cycom 977-B, Hexcel M77, les résines de type cyanate-ester et les résines polybismaléimides (BMI).

Dans le cas de la résine Hexcel 8552 par exemple, la pré-cuisson s'effectue sous presse à une température de 180°C pendant 10 min en
10 appliquant une pression comprise entre 20 et 100 bar sur la matière afin de lui faire atteindre son état final. La co-cuisson se déroule ensuite en suivant le cycle normal de polymérisation d'un stratifié de pré-imprégné, à savoir environ 2h à 180°C sous une pression usuellement comprise entre 3 et 10 bar (en autoclave par exemple)

15 Selon un autre aspect de l'invention, les résines thermodurcissables utilisées pour former respectivement l'élément d'introduction locale d'effort et le corps principal peuvent être différentes. Dans ce cas, les résines utilisées peuvent être notamment chacune choisies parmi au moins une des résines mentionnées ci-avant.

20 Dans le cas par exemple de deux résines époxy distinctes, la pré-cuisson s'effectue sous presse à une température située entre 120°C et 180°C pendant une durée comprise entre 5 et 15 min en appliquant une pression entre 20 et 100 bar sur la matière afin de lui faire atteindre son état final. Cette gamme est fonction de la nature de la résine ainsi que de
25 la géométrie de la préforme.

La co-cuisson se déroule ensuite en suivant le cycle normal de polymérisation d'un stratifié de pré-imprégné, à savoir environ 2h à 120°C ou 180°C sous une pression usuellement comprise entre 3 et 10 bar (en autoclave par exemple). On utilisera de préférence des résines ayant des
30 températures de polymérisation équivalentes.

La figure 6 illustre un autre mode de réalisation de l'invention dans lequel la pièce 100' correspond à une pièce de structure soumise à des efforts de matage. Cette pièce comprend un corps principal 110' de forme sensiblement plate et allongée et une ou plusieurs portions 120' qui
35 forment ici des surépaisseurs locales du corps.

Les portions 120' et le corps sont notamment destinés à être traversés par des vis de fixation (non représentés sur la figure 6) pour la fixation sur la pièce 100' d'une autre pièce, par exemple un actionneur ou une chape tels qu'utilisés sur un système d'inversion de poussée comme décrit dans la publication FR 2,986,212. Aussi, les portions 120' sont soumises à des efforts de matage correspondant à la transmission des efforts aux fixations.

Le procédé de fabrication d'une telle pièce 100' est en tout point identique à celui précédemment décrit pour la fabrication de la pièce 100. En particulier, la pièce 100' obtenue comprend un corps principal 110' réalisé en matériau composite comprenant un renfort en fibres continues densifié par une première matrice organique et une ou plusieurs surépaisseurs locales 120' réalisées en matériau composite comprenant chacune un renfort en fibres longues discontinues, dit DLF (pour « Discontinuous Long Fiber ») et une deuxième matrice organique.

A l'issue du procédé de fabrication, des perçages 130' sont pratiqués au travers des portions 120' formant surépaisseurs locales et du corps principal 110' de la pièce pour y faire passer des vis de fixation (non représentés sur la figure). Ces perçages 130' sont de préférence usinés une fois que les portions sont assemblées sur le corps principal pour s'assurer que la contrainte soit uniformément répartie. Il est cependant possible de réaliser un pré-perçage à une côte inférieure des portions 120' avant leur assemblage afin de faciliter leur positionnement sur le corps principal.

La figure 7 illustre une variante de réalisation dans laquelle la pièce 100'' présente deux portions 120' qui sont positionnées sur les deux faces opposées du corps principal 110' de la pièce au même endroit de celui-ci de sorte à former une double surépaisseur locale du corps principal. Ces portions et le corps principal sont ici aussi percés pour permettre le passage d'une vis de fixation (non représentée).

REVENDEICATIONS

1. Procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite
5 comprenant les étapes suivantes:

- pré-compactage suivant une forme déterminée d'un mélange d'une première résine thermodurcissable avec des fibres longues discontinues de manière à former une première préforme (220),
- pré-cuisson de la première préforme (220) jusqu'à un stade
10 de conversion intermédiaire de la première résine thermodurcissable correspondant à une solidification de ladite première résine,
- accostage de la première préforme (220) avec une deuxième préforme (210) comprenant une texture fibreuse de fibres continues imprégnées avec une deuxième résine thermodurcissable,
- 15 - polymérisation des première et deuxième préformes (220, 210) de manière à former une pièce en matériau composite (100 ; 100' ; 100'') comprenant un corps (110 ; 110') en matériau composite comprenant un renfort en fibres continues consolidé par une matrice organique muni d'une portion (120 ; 120') en matériau composite
20 comprenant un renfort en fibres longues discontinues consolidé par une matrice organique.

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que les
25 première et deuxième résines sont identiques.

3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que les
première et deuxième résines sont choisies parmi au moins les résines
suivantes : les résines de type époxy, les résines de type cyanate-ester et
les résines polybismaléimides (BMI).

30

4. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que les
première et deuxième résines sont différentes.

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4,
35 caractérisé en ce qu'il comprend en outre une étape de perçage du corps

et de la portion de la pièce en matériau composite pour y faire passer une vis de fixation.

5 6. Pièce de structure (100 ; 100' ; 100'') comprenant un corps (110 ; 110') en matériau composite comprenant un renfort en fibres continues densifié par une première matrice organique et au moins une portion (120 ; 120') comprenant un renfort en fibres longues discontinues densifié par une deuxième matrice organique, ladite portion (120 ; 120') comprenant au moins une surface en contact continu avec le corps de la
10 pièce.

7. Pièce selon la revendication 6, caractérisée en ce que les première et deuxième matrices organiques sont formées à partir d'une même résine thermodurcissable.

15

8. Pièce selon la revendication 6, caractérisée en ce que les première et deuxième matrices organiques sont formées à partir de résines thermodurcissables différentes.

20

9. Pièce (100) selon l'une quelconque des revendications 6 à 8, caractérisée en ce que la portion forme une portion d'introduction d'efforts (120).

25 10. Pièce (100' ; 100'') selon l'une quelconque des revendications 6 à 8, caractérisée en ce que la portion forme une surépaisseur locale du corps (120').

30 11. Pièce selon la revendication 10, caractérisée en ce que le corps et la surépaisseur locale sont chacun munis de perçages (130') qui sont alignés l'un avec l'autre pour le passage de vis de fixation.

35 12. Pièce (100'') selon l'une des revendications 10 et 11, caractérisée en ce qu'elle comprend un corps (110') et deux surépaisseurs locales (120') ayant chacune une surface en contact continu avec une face différente du corps de la pièce.

13. Pièce selon l'une quelconque des revendications 6 à 12, caractérisée en ce qu'elle correspond à une pièce de structure d'aéronef choisie parmi au moins une des pièces suivantes : cadre avant de nacelle de moteur aéronautique, poutre d'inverseur de nacelle et support de
- 5 vérins.

1/4

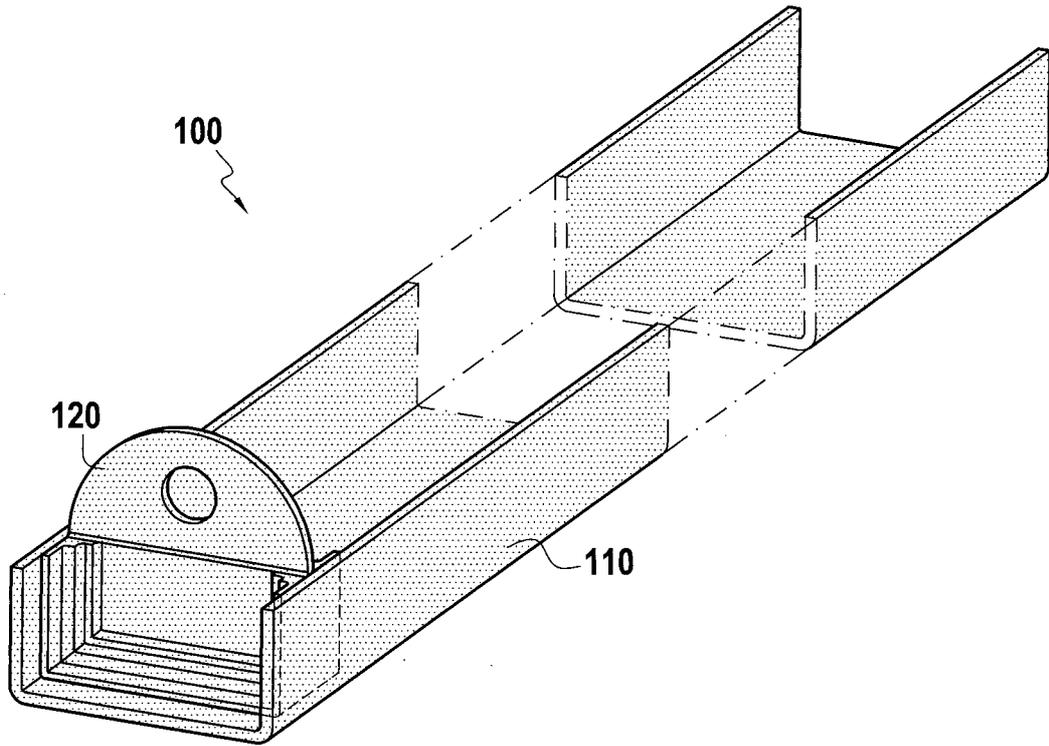


FIG.1

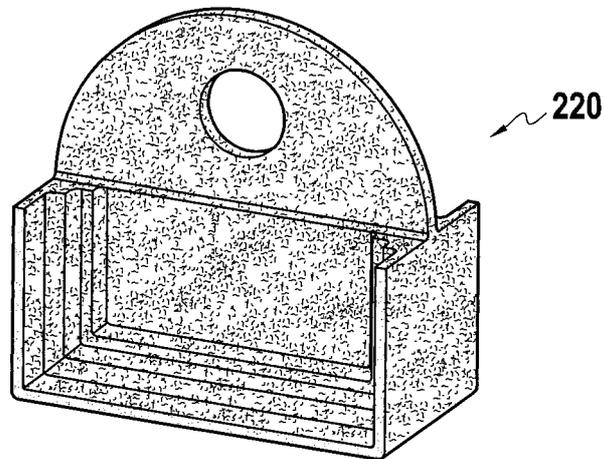
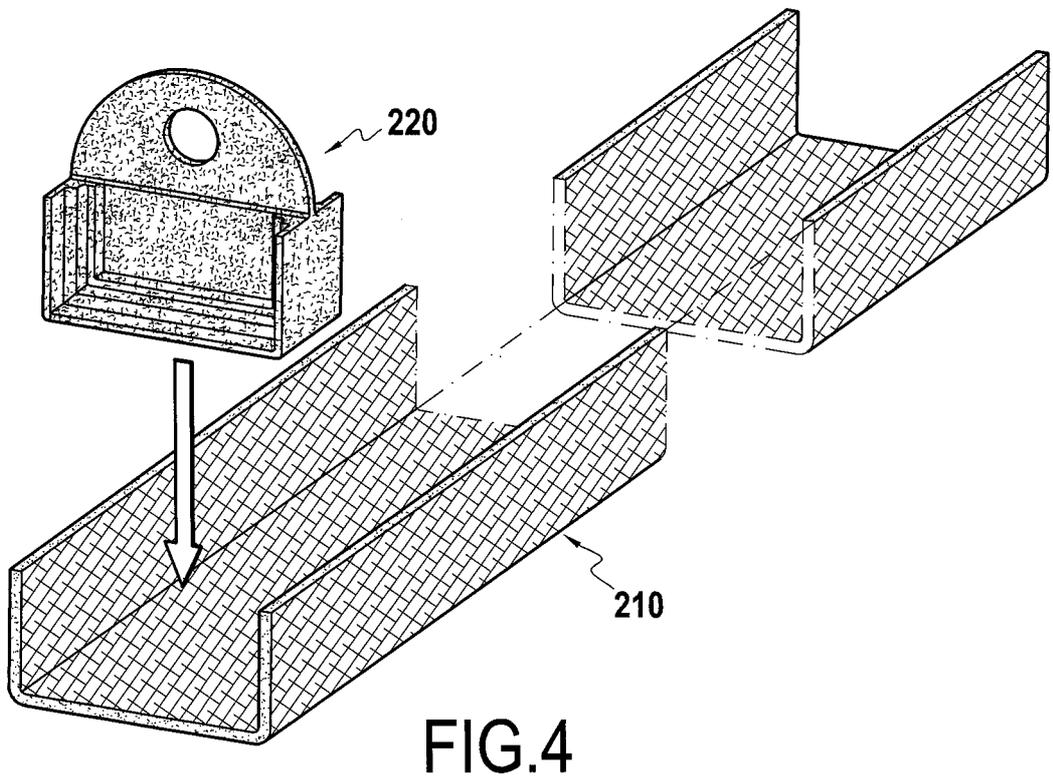
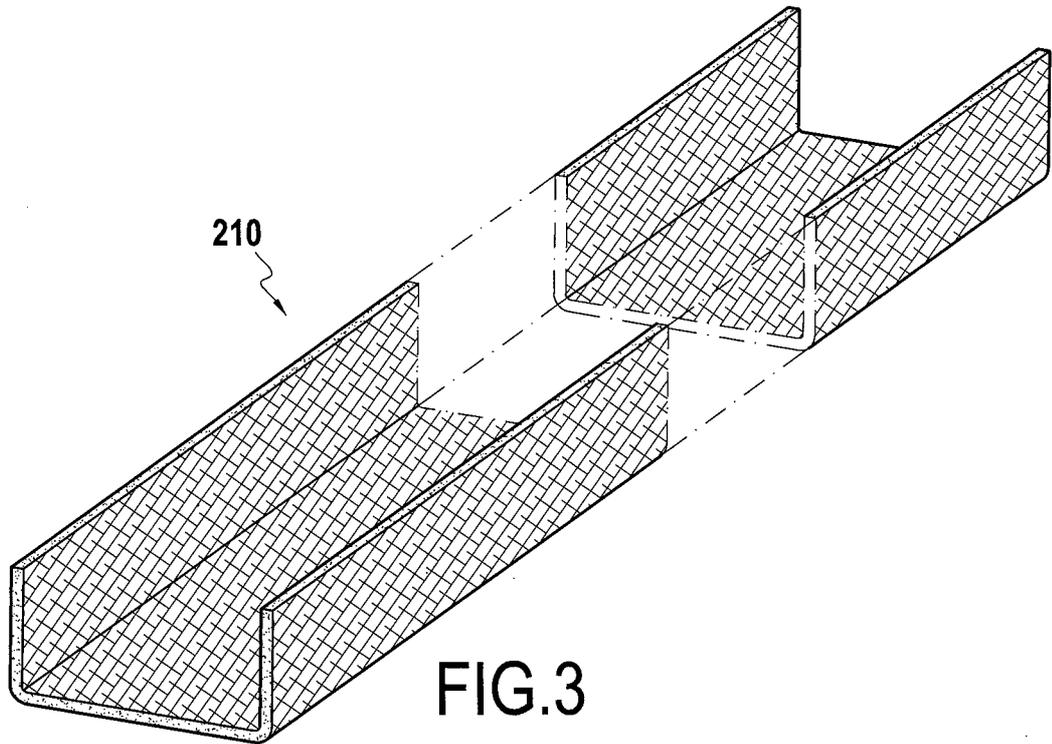


FIG.2



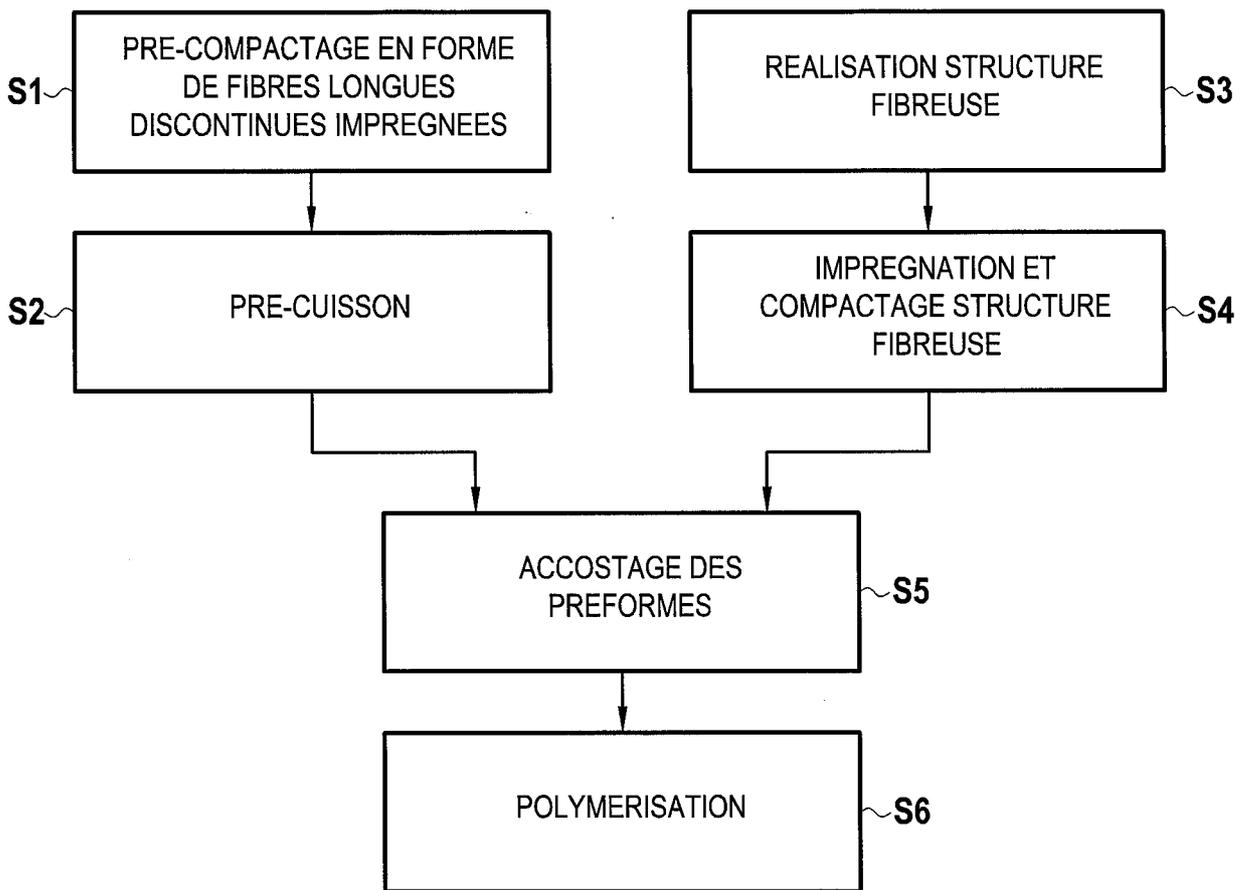


FIG.5

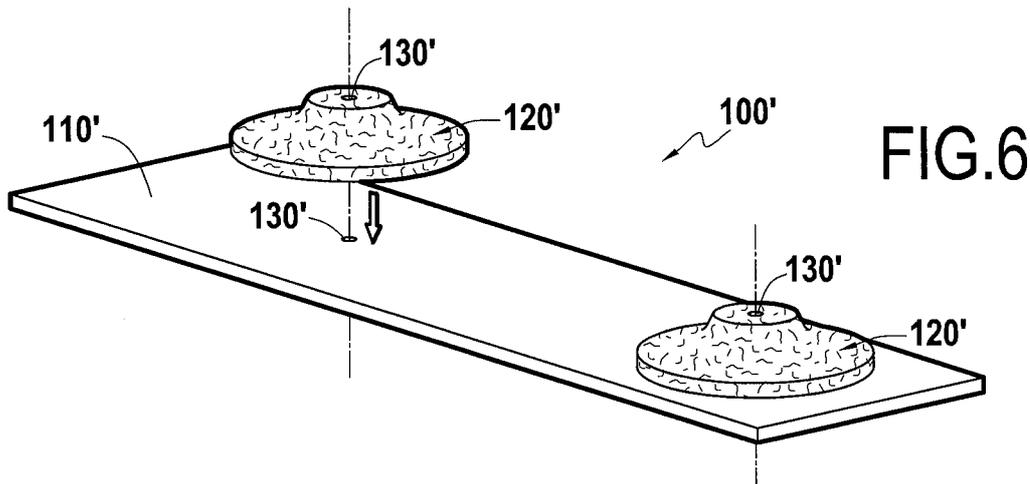


FIG. 6

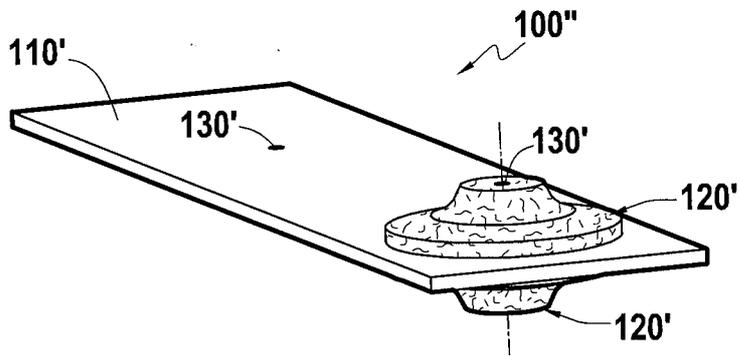
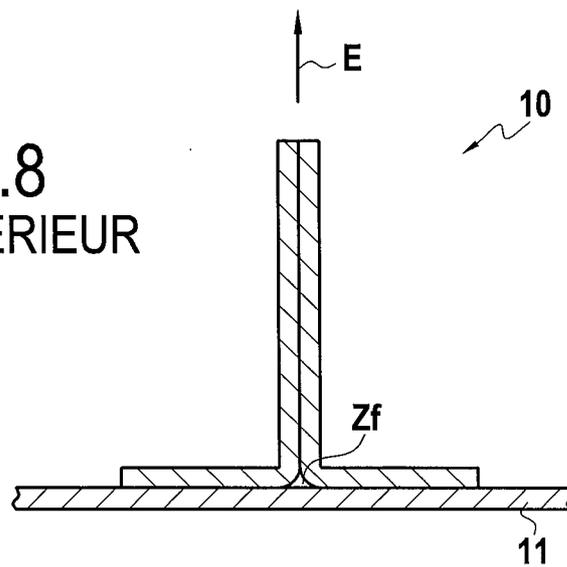


FIG. 7

FIG. 8
ART ANTERIEUR



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2015/051837

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 INV. B29C70/84
 ADD. B29L31/30 B29C70/44 B29C70/48 B29C31/08 B29C35/02
 B29C65/00 B29C70/08
 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 B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)
 EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y	FR 2 981 002 A1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 12 April 2013 (2013-04-12) figures 1-3,7,8 claims 1,12,13 page 1, line 1 - line 3 page 1, line 15 - line 20 page 2, line 2 - line 5 page 6, line 29 - page 7, line 12 page 9, line 18 - line 30 page 12, line 22 - line 24 page 21, line 19 - line 20 page 21, line 27 - line 30 ----- -/--	1,2,6,7, 13 1-13

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

<p>"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance</p> <p>"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date</p> <p>"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)</p> <p>"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means</p> <p>"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed</p>	<p>"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</p> <p>"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</p> <p>"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</p> <p>"&" document member of the same patent family</p>
---	---

Date of the actual completion of the international search 28 September 2015	Date of mailing of the international search report 06/10/2015
---	---

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 Baran, Norbert
--	---

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2015/051837

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	WO 2013/089598 A1 (SAAB AB [SE]; GRANKAELL TOMMY [SE]; HALLANDER PER [SE]; PETERSSON MIKA) 20 June 2013 (2013-06-20) claims 1-3,11 figures 4,7 page 3, line 19 - line 22 page 6, line 29 - line 31 page 7, line 27 - line 32 page 8, line 8 - line 17 page 9, line 12 - line 16 page 11, line 4 - line 7 -----	3,4,8,13
X	US 6 479 124 B1 (PORTE ALAIN [FR] ET AL) 12 November 2002 (2002-11-12) figures 1-3,5 claims 1,9 column 2, line 23 - line 27 column 3, line 18 - line 25 column 3, line 52 - column 4, line 8 column 4, line 62 - column 5, line 2 -----	6,7,13 1,2
X	US 5 417 385 A (ARNOLD MICHAEL J [IE] ET AL) 23 May 1995 (1995-05-23) claims 1,12,13 figures 10,11 column 5, line 3 - line 13 column 5, line 50 - line 52 column 5, line 62 - column 6, line 29 column 6, line 65 - column 7, line 15 -----	6,7,13
Y	EP 2 266 784 A1 (EUROCOPTER DEUTSCHLAND [DE]) 29 December 2010 (2010-12-29) figure 1 paragraphs [0028] - [0030], [0034], [0035], [0038], [0041] -----	1-13
Y	US 2006/208393 A1 (KARMAKER AJIT [US] ET AL) 21 September 2006 (2006-09-21) figures 1,3 paragraphs [0014], [0015], [0021], [0024], [0025], [0030], [0032], [0034] -----	1,3,4,6,8
Y	US 2009/252921 A1 (BOTTLER OLIVER [DE] ET AL) 8 October 2009 (2009-10-08) example 3 abstract claims 18,21,28 paragraphs [0009], [0010], [0014], [0021], [0022], [0025] -----	1-3,6,7
Y	US 4 100 241 A (HAMPSHIRE WILLIAM J) 11 July 1978 (1978-07-11) claims 7,11-13 abstract -----	1-3,6,7
	----- -/--	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2015/051837

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 2008/075942 A1 (GERARD JACQUES [BE] ET AL) 27 March 2008 (2008-03-27) figures 1-4,6-10,12,13,19,20 paragraphs [0043], [0045], [0046], [0048], [0067], [0071], [0072], [0075], [0078] - [0080], [0086], [0088], [0093] paragraphs [0094], [0099], [0116], [0118]	1-3,6,7
Y	----- US 2004/051005 A1 (BERGMANN BLAISE F [US]) 18 March 2004 (2004-03-18) figures 4,5 paragraph [0017]	5,9-12
Y	----- US 2005/064134 A1 (BRANTLEY JERRY W [US] ET AL) 24 March 2005 (2005-03-24) figures 6-8 paragraphs [0035] - [0038] -----	5,9-12

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2015/051837

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
FR 2981002	A1	12-04-2013	CA 2850903 A1 18-04-2013
			CN 103958165 A 30-07-2014
			EP 2766176 A1 20-08-2014
			FR 2981002 A1 12-04-2013
			US 2014251529 A1 11-09-2014
			WO 2013053831 A1 18-04-2013
WO 2013089598	A1	20-06-2013	CA 2858829 A1 20-06-2013
			EP 2791003 A1 22-10-2014
			US 2014284431 A1 25-09-2014
			WO 2013089598 A1 20-06-2013
US 6479124	B1	12-11-2002	CA 2277783 A1 03-06-1999
			DE 69823798 D1 17-06-2004
			DE 69823798 T2 28-04-2005
			EP 0952920 A1 03-11-1999
			ES 2221222 T3 16-12-2004
			FR 2771331 A1 28-05-1999
			US 6479124 B1 12-11-2002
			WO 9926781 A1 03-06-1999
US 5417385	A	23-05-1995	AT 160533 T 15-12-1997
			AU 655463 B2 22-12-1994
			AU 1539292 A 17-11-1992
			BR 9205701 A 24-05-1994
			CA 2100241 A1 13-10-1992
			DE 69223316 D1 08-01-1998
			EP 0579675 A1 26-01-1994
			GB 2255314 A 04-11-1992
			JP H06508801 A 06-10-1994
			US 5417385 A 23-05-1995
			WO 9218329 A1 29-10-1992
EP 2266784	A1	29-12-2010	EP 2266784 A1 29-12-2010
			US 2010323150 A1 23-12-2010
US 2006208393	A1	21-09-2006	NONE
US 2009252921	A1	08-10-2009	AT 413962 T 15-11-2008
			CA 2660702 A1 13-03-2008
			EP 1897680 A1 12-03-2008
			ES 2317436 T3 16-04-2009
			JP 2010502483 A 28-01-2010
			US 2009252921 A1 08-10-2009
			WO 2008028973 A1 13-03-2008
US 4100241	A	11-07-1978	AU 500642 B2 31-05-1979
			AU 1659876 A 09-02-1978
			BR 7605889 A 16-08-1977
			CA 1078719 A1 03-06-1980
			DE 2640933 A1 24-03-1977
			FR 2323512 A1 08-04-1977
			GB 1552324 A 12-09-1979
			IT 1068128 B 21-03-1985
			JP S5233964 A 15-03-1977
			JP S6029609 B2 11-07-1985
			MX 142894 A 14-01-1981
			US 3988089 A 26-10-1976

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2015/051837

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
		US 4100241 A	11-07-1978
		ZA 7604661 A	27-07-1977

US 2008075942	A1 27-03-2008	AT 404357 T	15-08-2008
		AU 2002340187 B2	05-06-2008
		BR 0213096 A	13-10-2004
		CA 2460463 A1	17-04-2003
		CN 1568254 A	19-01-2005
		EP 1434689 A2	07-07-2004
		JP 2005505439 A	24-02-2005
		KR 20040078097 A	08-09-2004
		MX PA04003312 A	23-07-2004
		US 2003082361 A1	01-05-2003
		US 2003165670 A1	04-09-2003
		US 2006219346 A1	05-10-2006
		US 2008075942 A1	27-03-2008
		WO 03031135 A2	17-04-2003

US 2004051005	A1 18-03-2004	NONE	

US 2005064134	A1 24-03-2005	EP 1657453 A2	17-05-2006
		US 2005064134 A1	24-03-2005

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2015/051837

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. B29C70/84 ADD. B29L31/30 B29C70/44 B29C70/48 B29C31/08 B29C35/02 B29C65/00 B29C70/08				
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 B64C				
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche				
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data				
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS				
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées		
X	FR 2 981 002 A1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 12 avril 2013 (2013-04-12)	1,2,6,7,13		
Y	figures 1-3,7,8 revendications 1,12,13 page 1, ligne 1 - ligne 3 page 1, ligne 15 - ligne 20 page 2, ligne 2 - ligne 5 page 6, ligne 29 - page 7, ligne 12 page 9, ligne 18 - ligne 30 page 12, ligne 22 - ligne 24 page 21, ligne 19 - ligne 20 page 21, ligne 27 - ligne 30 ----- -/--	1-13		
<table border="0" style="width: 100%;"> <tr> <td style="width: 50%; vertical-align: top;"> <input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents </td> <td style="width: 50%; vertical-align: top;"> <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 28 septembre 2015		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 06/10/2015		
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 Baran, Norbert		

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	WO 2013/089598 A1 (SAAB AB [SE]; GRANKAELL TOMMY [SE]; HALLANDER PER [SE]; PETERSSON MIKA) 20 juin 2013 (2013-06-20) revendications 1-3,11 figures 4,7 page 3, ligne 19 - ligne 22 page 6, ligne 29 - ligne 31 page 7, ligne 27 - ligne 32 page 8, ligne 8 - ligne 17 page 9, ligne 12 - ligne 16 page 11, ligne 4 - ligne 7 -----	3,4,8,13
X	US 6 479 124 B1 (PORTE ALAIN [FR] ET AL) 12 novembre 2002 (2002-11-12) figures 1-3,5 revendications 1,9 colonne 2, ligne 23 - ligne 27 colonne 3, ligne 18 - ligne 25 colonne 3, ligne 52 - colonne 4, ligne 8 colonne 4, ligne 62 - colonne 5, ligne 2 -----	6,7,13
Y	US 5 417 385 A (ARNOLD MICHAEL J [IE] ET AL) 23 mai 1995 (1995-05-23) revendications 1,12,13 figures 10,11 colonne 5, ligne 3 - ligne 13 colonne 5, ligne 50 - ligne 52 colonne 5, ligne 62 - colonne 6, ligne 29 colonne 6, ligne 65 - colonne 7, ligne 15 -----	1,2
X	US 5 417 385 A (ARNOLD MICHAEL J [IE] ET AL) 23 mai 1995 (1995-05-23) revendications 1,12,13 figures 10,11 colonne 5, ligne 3 - ligne 13 colonne 5, ligne 50 - ligne 52 colonne 5, ligne 62 - colonne 6, ligne 29 colonne 6, ligne 65 - colonne 7, ligne 15 -----	6,7,13
Y	EP 2 266 784 A1 (EUROCOPTER DEUTSCHLAND [DE]) 29 décembre 2010 (2010-12-29) figure 1 alinéas [0028] - [0030], [0034], [0035], [0038], [0041] -----	1-13
Y	US 2006/208393 A1 (KARMAKER AJIT [US] ET AL) 21 septembre 2006 (2006-09-21) figures 1,3 alinéas [0014], [0015], [0021], [0024], [0025], [0030], [0032], [0034] -----	1,3,4,6,8
Y	US 2009/252921 A1 (BOTTLER OLIVER [DE] ET AL) 8 octobre 2009 (2009-10-08) exemple 3 abrégé revendications 18,21,28 alinéas [0009], [0010], [0014], [0021], [0022], [0025] -----	1-3,6,7
Y	US 4 100 241 A (HAMPSHIRE WILLIAM J) 11 juillet 1978 (1978-07-11) revendications 7,11-13 abrégé -----	1-3,6,7
	----- -/--	

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	<p>US 2008/075942 A1 (GERARD JACQUES [BE] ET AL) 27 mars 2008 (2008-03-27) figures 1-4,6-10,12,13,19,20 alinéas [0043], [0045], [0046], [0048], [0067], [0071], [0072], [0075], [0078] - [0080], [0086], [0088], [0093] alinéas [0094], [0099], [0116], [0118]</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-3,6,7
Y	<p>US 2004/051005 A1 (BERGMANN BLAISE F [US]) 18 mars 2004 (2004-03-18) figures 4,5 alinéa [0017]</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	5,9-12
Y	<p>US 2005/064134 A1 (BRANTLEY JERRY W [US] ET AL) 24 mars 2005 (2005-03-24) figures 6-8 alinéas [0035] - [0038]</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	5,9-12

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2015/051837

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2981002	A1	12-04-2013	CA 2850903	A1 18-04-2013
			CN 103958165	A 30-07-2014
			EP 2766176	A1 20-08-2014
			FR 2981002	A1 12-04-2013
			US 2014251529	A1 11-09-2014
			WO 2013053831	A1 18-04-2013

WO 2013089598	A1	20-06-2013	CA 2858829	A1 20-06-2013
			EP 2791003	A1 22-10-2014
			US 2014284431	A1 25-09-2014
			WO 2013089598	A1 20-06-2013

US 6479124	B1	12-11-2002	CA 2277783	A1 03-06-1999
			DE 69823798	D1 17-06-2004
			DE 69823798	T2 28-04-2005
			EP 0952920	A1 03-11-1999
			ES 2221222	T3 16-12-2004
			FR 2771331	A1 28-05-1999
			US 6479124	B1 12-11-2002
			WO 9926781	A1 03-06-1999

US 5417385	A	23-05-1995	AT 160533	T 15-12-1997
			AU 655463	B2 22-12-1994
			AU 1539292	A 17-11-1992
			BR 9205701	A 24-05-1994
			CA 2100241	A1 13-10-1992
			DE 69223316	D1 08-01-1998
			EP 0579675	A1 26-01-1994
			GB 2255314	A 04-11-1992
			JP H06508801	A 06-10-1994
			US 5417385	A 23-05-1995
			WO 9218329	A1 29-10-1992

EP 2266784	A1	29-12-2010	EP 2266784	A1 29-12-2010
			US 2010323150	A1 23-12-2010

US 2006208393	A1	21-09-2006	AUCUN	

US 2009252921	A1	08-10-2009	AT 413962	T 15-11-2008
			CA 2660702	A1 13-03-2008
			EP 1897680	A1 12-03-2008
			ES 2317436	T3 16-04-2009
			JP 2010502483	A 28-01-2010
			US 2009252921	A1 08-10-2009
			WO 2008028973	A1 13-03-2008

US 4100241	A	11-07-1978	AU 500642	B2 31-05-1979
			AU 1659876	A 09-02-1978
			BR 7605889	A 16-08-1977
			CA 1078719	A1 03-06-1980
			DE 2640933	A1 24-03-1977
			FR 2323512	A1 08-04-1977
			GB 1552324	A 12-09-1979
			IT 1068128	B 21-03-1985
			JP S5233964	A 15-03-1977
			JP S6029609	B2 11-07-1985
			MX 142894	A 14-01-1981
			US 3988089	A 26-10-1976

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2015/051837

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
		US 4100241 A	11-07-1978
		ZA 7604661 A	27-07-1977

US 2008075942	A1 27-03-2008	AT 404357 T	15-08-2008
		AU 2002340187 B2	05-06-2008
		BR 0213096 A	13-10-2004
		CA 2460463 A1	17-04-2003
		CN 1568254 A	19-01-2005
		EP 1434689 A2	07-07-2004
		JP 2005505439 A	24-02-2005
		KR 20040078097 A	08-09-2004
		MX PA04003312 A	23-07-2004
		US 2003082361 A1	01-05-2003
		US 2003165670 A1	04-09-2003
		US 2006219346 A1	05-10-2006
		US 2008075942 A1	27-03-2008
		WO 03031135 A2	17-04-2003

US 2004051005	A1 18-03-2004	AUCUN	

US 2005064134	A1 24-03-2005	EP 1657453 A2	17-05-2006
		US 2005064134 A1	24-03-2005
