

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
11 décembre 2014 (11.12.2014)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/195884 A1

- (51) Classification internationale des brevets :
B32B 5/02 (2006.01) *B32B 3/12* (2006.01)
B32B 5/12 (2006.01) *B32B 3/06* (2006.01)
B32B 5/26 (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :
PCT/IB2014/061948
- (22) Date de dépôt international :
4 juin 2014 (04.06.2014)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :
1355243 6 juin 2013 (06.06.2013) FR
- (71) Déposant : LES STRATIFIÉS [FR/FR]; 2, rue Balzac, F-75008 Paris (FR).
- (72) Inventeurs : LE LAY, Loïc; 12 Rue Jules Ferry, F-62144 Acq (FR). BACLET, Laurent; 24 Rue Hector Berlioz, F-02200 Belleu (FR). SCAGNETTI, Julien; 4 Rue du Potager au Chateau, F-60420 Maignelay Montigny (FR).
- (74) Mandataires : BOLINCHES, Michel et al.; Cabinet Orès, 36 rue de St Pétersbourg, F-75008 Paris (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, 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, LT, 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, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

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

(54) Title : COMPOSITE PANEL FOR FLOORS OR WALLCOVERING COMPONENTS, AND PROCESS FOR MANUFACTURING SUCH A PANEL

(54) Titre : PANNEAU COMPOSITE POUR PLANCHERS OU ÉLÉMENTS D'HABILLAGE DE PAROI, ET PROCÉDÉ DE FABRICATION D'UN TEL PANNEAU

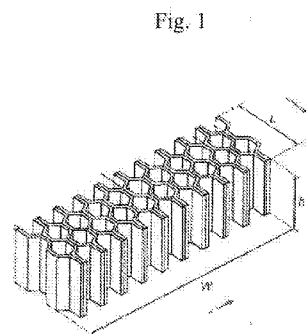


Fig. 1

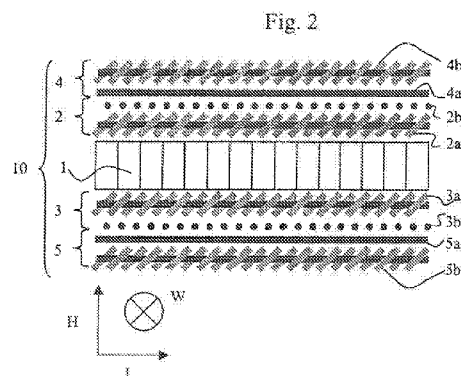


Fig. 2

(57) Abstract : The invention proposes a lightweight composite panel (10) that is impact-resistant and resistant to peeling, comprising: • a honeycomb core (1) made of poly(p-phenylene terephthalamide), positioned on either side of which are two skins each comprising: • an inner ply (2, 3) comprising: - E-glass fibre fabric (2a, 3a) in contact with the honeycomb core (1); and - a sheet (2b, 3b) of unidirectional carbon fibres oriented in a first direction; • an outer ply (4, 5), in contact with the corresponding inner ply (2, 3), comprising: - a sheet (4a, 5a) of unidirectional carbon fibres oriented in a second direction different from the first direction, the sheet (4a, 5a) of each outer ply (4, 5) being opposite the sheet (2b, 3b) of the corresponding inner ply (2, 3); and - an E-glass fibre fabric (4b, 5b). The glass fibre fabrics (2a, 3a, 4b, 5b) are impregnated with at least 70% by weight of epoxy resin, and have a mass of less than or equal to 30 g/m². The carbon fibre sheets (2b, 3b, 4a, 5a) have a modulus of elasticity between 275 and 300 GPa, are pre-impregnated between 30% and 40% by weight with an epoxy resin, and have a mass of less than or equal to 100 gm².

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]



WO 2014/195884 A1



L'invention propose un panneau composite (10) léger, et résistant aux impacts et au pelage, comprenant : · une âme (1) en nid d'abeille en poly(p-phénylène-téréphtalamide), de part et d'autre de laquelle sont disposés deux peaux comprenant chacune : • un pli interne (2, 3) comprenant : - un tissu (2a, 3a) de fibre de verre E en contact avec l'âme (1) en nid d'abeille; et - une nappe (2b, 3b) de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon une première direction; • un pli externe (4, 5), en contact avec le pli interne (2, 3) correspondant, comprenant : - une nappe (4a, 5a) de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon une deuxième direction différente de la première direction, la nappe (4a, 5a) de chaque pli externe (4, 5) étant en regard de la nappe (2b, 3b) du pli interne correspondant (2, 3); et - un tissu (4b, 5b) de fibre de verre E. Les tissus (2a, 3a, 4b, 5b) de fibre de verre sont imprégnés d'au moins 70% en poids de résine époxy, et présente une masse inférieure ou égale à 30 g/m², Les nappes (2b, 3b, 4a, 5a) de fibres de carbone ont un module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa, sont pré imprégnées entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy, et présentent une masse inférieure ou égale à 100 g/m²;

**PANNEAU COMPOSITE POUR PLANCHERS OU ÉLÉMENTS
D'HABILLAGE DE PAROI, ET PROCEDE DE FABRICATION D'UN TEL
PANNEAU.**

L'invention concerne un panneau composite pour planchers ou éléments d'habillage de paroi type cloison, panneau latéral ou meuble, ainsi qu'un procédé de fabrication d'un tel panneau.

Dans de nombreux secteurs et, notamment, l'aéronautique, le gain de poids est une préoccupation majeure pour améliorer l'efficacité énergétique des appareils.

Le gain de poids est généralement en contradiction avec l'autre préoccupation majeure des ces secteurs : la résistance mécanique.

Dans l'exemple d'un aéronef, de nombreux élément sont constitué de matériaux composites alliant un poids faible et une résistance mécanique accrue.

Actuellement, les planchers ou les éléments d'habillage de parois sont majoritairement composés de panneaux composites comprenant une âme centrale en nid d'abeille (ou « nida »), est deux « peaux » fixées de part et d'autre du nida. Ces peaux comprennent une ou plusieurs couches de matériaux identiques ou différents.

En particulier, les panneaux composites utilisés actuellement sont constitués par un empilement de couches constituées d'un matériau d'âme en Nida aluminium 1/8 (maille de 3,2mm) de densité 98 kg/m³ de chez Hexcel© ou de chez Alcore Brigantine© et d'une peau externe type poly(p-phénylènetéréphtalamide) 20914 (plus connu sous son nom commercial de Kevlar®), tissé selon une armure type 4H satin, et pré imprégné avec une résine époxy 1454 de chez Hexcel©.

Le drapage se fait manuellement avec la possibilité de recouvrir l'ensemble de plis de tissu décoratifs, sans impact sur la tenue mécanique des panneaux.

Des inserts de fixation sont prévus pour fixer ces panneaux sur des supports en position d'utilisation. Les inserts actuellement utilisés sont en

Inox collés à l'aide d'une colle structurale ou de type résine de densification de 30mm de diamètre.

Les bords de chaque panneau sont recouverts d'une résine de bordurage spécifique de densité 0,68.

Les panneaux actuels présentent l'avantage d'être très résistants au pelage, c'est-à-dire à la séparation des différentes couches. Ils constituent donc des planchers résistants à l'usure et à la friction engendrées par le passage des usagers.

Néanmoins, les panneaux actuels présentent de nombreux inconvénients. Leur masse reste toujours trop élevée par rapport aux exigences de construction de plus en plus contraignantes concernant les aéronefs.

En outre, ils présentent une déflexion plus importante sous une charge locale qu'un panneau selon l'invention comprenant des peaux en carbone. Ce phénomène vient du fait que la fibre de Kevlar® utilisée pour les peaux est une fibre plus élastique que la fibre de carbone.

Enfin, ils ont une faible résistance à l'impact et nécessitent d'être recouverts d'une couche protectrice, par exemple en moquette.

La présente invention vise donc à permettre la réalisation d'un plancher ou d'éléments d'habillage de paroi légers, rigides sous une charge locale, et résistants aux impacts et au pelage.

L'invention propose de remplacer l'âme nid d'abeille en aluminium par une âme nid d'abeille en Kevlar®.

Ce matériau est connu pour sa grande sensibilité au pelage et n'est, en pratique, pas utilisé pour réaliser des âmes en nid d'abeille pour ce type de panneaux.

La présente invention permet, notamment, l'utilisation d'un tel matériau pour l'âme en nid d'abeille tout en conservant d'excellentes propriétés contre le pelage mais aussi mécaniques.

A cette fin, l'invention a pour objet un panneau composite caractérisé en ce qu'il comprend :

- une âme en nid d'abeille en poly(p-phénylène-téréphtalamide), de part et d'autre de laquelle sont disposés :
- un pli interne en contact avec l'âme en nid d'abeille, et comprenant :

- un tissu de fibre de verre E imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy, et de masse inférieure ou égale à 30 g/m², le tissu étant en contact avec l'âme en nid d'abeille ; et
- une nappe de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon une première direction, de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa, de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy;
- un pli externe, en contact avec le pli interne correspondant, comprenant :
 - une nappe de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon une deuxième direction différente de la première direction de la nappe de fibres de carbone du pli interne, de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa, de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy. La nappe de fibres de carbone unidirectionnelles de chaque pli externe étant en regard de la nappe de fibres de carbone unidirectionnelles du pli interne correspondant ; et
 - un tissu de fibre de verre E de masse inférieure ou égale à 30 g/m², et pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy.

C'est notamment la présence d'un voile de tissu de fibres de verre de type E sur-imprégné de résine époxy (au moins 70% d'imprégnation) se trouvant au contact du nid d'abeille en Kevlar® qui permet d'obtenir une résistance au pelage aussi importante que celle des panneaux de l'état de la technique. Ce voile de verre se trouve également sur la face extérieure de la peau afin d'apporter une protection à la corrosion induite par le carbone (par exemple corrosion de la sous-structure en aluminium des avions) et aux impacts locaux.

Selon d'autres modes de réalisation :

- la résine époxy peut être auto extinguable ;
- l'âme en nid d'abeille peut présenter une direction L dite de « sens ruban » et une direction W dite de « sens expansion », perpendiculaire à la direction L, et dans lequel la première direction de la nappe de fibres de carbone unidirectionnelles est perpendiculaire à la direction L de sens ruban ;

- la deuxième direction de la nappe de fibres de carbone du pli externe peut former un angle avec la première direction de la nappe de fibres de carbone du pli interne, compris entre 45° et 135°, de préférence entre 60° et 120°, avantageusement de 90° ;
- le panneau peut comprendre, en outre, entre un pli interne et un pli externe, au moins une, de préférence entre une et quatre nappe(s) de fibres de carbone unidirectionnelles de masse inférieure ou égale à 100 g/m², pré imprégnée(s) entre 30% et 45 % en poids d'une résine époxy, et orientée(s) selon la même deuxième direction que celle de fibres de carbone unidirectionnelles de la nappe de fibres de carbone unidirectionnelles des plis externes ;
- les fibres de verre E peuvent présenter :
 - une résistance à la traction maximale égale à 3400 MPa,
 - un module d'élasticité de 70 000 MPa environ et
 - une densité relative égale à 2,5 g/cm³ ;
- les fibres de carbone peuvent présenter :
 - une résistance à la traction maximale comprise entre 4000 et 7000 MPa,
 - un module d'élasticité compris entre 275 000 et 300 000 MPa et
 - une densité relative égale à 1,8 g/cm³ ;
- le panneau peut comprendre, en outre, un tissu de fibres de pararamide associé à une résine de Polyétherimide (PEI) ; et/ou
- le panneau peut comprendre, en outre, des inserts de fixation en polyamide-imide (Torlon®).

L'invention a également pour objet un procédé de fabrication d'un panneau composite précédent, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

- (a) déposer de part et d'autre d'une âme en nid d'abeille en poly(p-phénylènetéréphtalamide), un pli interne, comprenant :
 - en contact avec l'âme en nid d'abeille, un tissu de fibre de verre E de masse inférieure ou égale à 30 g/m², et pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy ; et

- en contact avec le tissu de fibres de verre E, une nappe de fibres de carbone unidirectionnelles de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy, disposées de sorte que les fibres de carbone soient orientées selon une première direction ;

(c) déposer sur la nappe de fibres de carbone unidirectionnelles de chaque pli interne, un pli externe comprenant :

- en regard de la nappe de fibres de carbone unidirectionnelles du pli interne correspondant, une nappe de fibres de carbone unidirectionnelles disposées de telle sorte que les fibres soient orientées selon une deuxième direction, différente de la première direction de la nappe de fibres de carbone du pli interne, de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy ; et
- en contact avec la nappe de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon la deuxième direction, un tissu de fibre de verre E de masse inférieure ou égale à 30 g/m², et pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy,

afin d'obtenir un empilement de couche composite.

Selon d'autres modes de réalisation :

- le procédé peut comprendre, en outre, une étape (b), entre l'étape (a) et l'étape (c), de dépôt d'au moins une nappe de fibres de carbone unidirectionnelles de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy, orientée(s) selon la même deuxième direction que celle de fibres de carbone unidirectionnelles de la nappe de fibres de carbone unidirectionnelles des plis externes déposée à l'étape (c) ;
- préalablement à l'étape (a), chaque face de l'âme en nid d'abeille peut être usinée avec une fraise comportant une scie en extrémité de fraise ;
et/ou

- le panneau peut être usiné localement sur au moins une partie de son épaisseur, pour créer des puits dans lesquels sont disposés des inserts de fixation en polyamide-imide maintenus en position par une colle.

D'autres caractéristiques de l'invention ressortiront de la description détaillée ci-après faite en référence aux dessins annexés qui représentent, respectivement :

- la figure 1, une vue schématique en perspective d'une couche en nid d'abeille utilisée dans un panneau selon l'invention ;
 - la figure 2, une vue schématique en coupe d'un premier mode de réalisation d'un panneau selon l'invention ;
 - les figures 3 à 7, des vue schématique en coupe de cinq modes de réalisation d'un panneau selon l'invention comprenant des couches de renfort supplémentaires ;
 - la figure 8, une vue schématique en coupe de l'usinage d'une âme en nid d'abeille Kevlar® utilisée dans un panneau selon l'invention ;
- et
- la figure 9, une vue schématique en coupe d'un insert dans un panneau selon l'invention.

Dans la présente description, les mots et expressions ci-après ont les définitions suivantes :

- nappe : une nappe est un assemblage unidirectionnel de fibres non tissées et maintenues ensemble par tout moyen, tel qu'une colle, une résine, un adhésif. Par opposition, un tissu est un entrelacs bidirectionnel (chaîne et maille) de fibres entrecroisées selon une ou plusieurs armures (par exemple toile, satin, sergé, ou autres)
- pré imprégné(e) : une nappe ou un tissu pré-imprégné(e) comprend une résine mélangée à la nappe ou au tissu lors de sa fabrication, avant la réalisation du panneau.
- Le pourcentage d'imprégnation ou pourcentage de résine est le rapport entre le poids total de la nappe ou

du tissu préimprégné(e), et le poids de résine, le tout multiplié par cent.

- Une fibre de verre de type E présente les caractéristiques chimiques suivantes :

	Verre de type E
SiO ₂	53-55 %
Al ₂ O ₃	14-15 %
CaO	17-23 %
MgO	1 %
Na ₂ CO ₃	0,8 %
B ₂ O ₃	0-8 %
Fe ₂ O ₃	0,3 %
TiO ₂	0,5 %
ZrO ₂	/

Ses propriétés mécaniques seront ensuite plus ou moins grandes suivant le tissage de cette dernière pour la formation d'un nappé.

- Une couche présentant une structure en nid d'abeille (voir la figure 1) comprend trois directions perpendiculaires entre elles : la direction W dite de « sens expansion » (généralement prise comme référence angulaire : 0°), la direction L dite de « sens ruban », perpendiculaire à la direction W (90° par rapport à la direction W qui est à 0°), et la direction h représentant la hauteur de la couche.
- module intermédiaire : une fibre de carbone est dite « de module intermédiaire » lorsqu'elle présente un module de Young (ou module d'élasticité) compris entre 275 et 300 GPa. Au contraire, une fibre de carbone est dite « à haut module » lorsqu'elle présente un module de Young (ou module d'élasticité) compris entre 350 et 450 GPa, et une fibre de carbone est dite « à basse résistance » ou

standard lorsqu'elle présente un module de Young (ou module d'élasticité) inférieur à 240 GPa.

- les fibres de verre peuvent être classées de la manière suivante : les fibres de verre E dites « standard » qui présentent un module de Young (ou module d'élasticité) de 70 GPa, les fibres de verre S et R dite « de haute résistance » et qui présentent un module de Young (ou module d'élasticité) compris entre 85 et 90 GPa, et les fibres de verre D offrant de très bonnes propriétés diélectrique. D'autres fibres de verre existent également pour la résistance en milieu basique (verre AR), en milieu chimique (verre C) et en milieu acide (verre E - CR).

Les figures 2 à 7 représentent des modes de réalisation d'un panneau composite selon l'invention.

Le panneau 10 illustré en figure 2 comprend :

- une âme 1 en nid d'abeille en Kevlar® (poly(p-phénylène-téréphtalamide)), de part et d'autre de laquelle sont disposés :
- un pli interne 2-3 en contact avec l'âme en nid d'abeille 1, et un pli externe 4-5, en contact avec le pli interne correspondant (c'est-à-dire du même côté par rapport à la couche en nid d'abeille 1).

Chaque pli interne 2-3 comprend :

- un tissu de fibre de verre E 2a-3a d'une masse inférieure ou égale à 30 g/m² pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy. Le tissu 2a-3a est en contact avec l'âme en nid d'abeille 1 ; et
- une nappe 2b-3b de fibres de carbone unidirectionnelles à module intermédiaire orientées selon une première direction, de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa, de masse inférieure ou égale à 100 g/m² pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy.

Le tissu de fibres de verre de type E de faible masse (inférieure ou égale à 30g/m²) surchargé en résine (plus de 70% de résine époxy) au contact de la couche en nid d'abeille 1 permet d'obtenir une excellente tenue au

pelage malgré l'utilisation de Kevlar® pour le nid d'abeille. Cette tenue est aussi importante que celle des panneaux de l'état de la technique, voire meilleure. La mesure de résistance au pelage a été effectuée par la méthode de mesure dite « au tambour grim pant », conformément aux prescriptions de la certification aéronautique ASTM D1781.

Le tissu de fibres de verre selon l'invention permet également d'obtenir une excellente protection à la corrosion induite par le carbone (par exemple corrosion de la sous-structure en aluminium des avions) et aux impacts locaux.

La mesure de résistance à la corrosion a été effectuée conformément aux prescriptions de la certification aéronautique ABD0031.

La mesure de résistance aux impacts locaux a été effectuée conformément aux prescriptions de la certification aéronautique ASTM D3029 et des prescriptions aéronautiques Airbus© AITM1.0057.

La nappe 2b-3b de fibres de carbone unidirectionnelles est orientée selon une première direction d'orientation des fibres de carbone. Celle-ci peut être la direction L du sens ruban du nid d'abeille (90°) ou la direction W perpendiculaire à ce sens ruban (0°), c'est-à-dire la direction de sens expansion.

Avantageusement, la première direction d'orientation des fibres de carbone des nappes 2b et 3b est la direction W, perpendiculaire au sens ruban (0°), c'est-à-dire la direction de sens expansion.

Sur la figure 2, cette orientation est schématisée par une ligne de points représentant les fibres en coupe transversale. Bien entendu, cette représentation n'est pas à l'échelle et dans la réalité, les fibres sont beaucoup plus proches les unes des autres.

Cet agencement permet un gain de résistance du panneau à la déformation supérieur d'environ 4% au niveau de la déformée.

Chaque pli externe 4-5 comprend :

- une nappe 4a-5a de fibres de carbone unidirectionnelles à module intermédiaire, de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa, de masse inférieure ou égale à 100 g/m² pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy.

- un tissu de fibre de verre E 4b-5b d'une masse inférieure ou égale à 30 g/m² pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy. Le tissu 4b-5b est en contact du milieu ambiant.

Les nappes 4a-5a sont disposées en regard des nappes 2b-3b de fibres de carbone unidirectionnelles du pli interne correspondant.

Les fibres de carbone unidirectionnelles des nappes 4a-5a sont orientées selon une deuxième direction, différente de la première direction de la nappe 2b-3b de fibres de carbone du pli interne.

La deuxième direction de la nappe de fibres de carbone du pli externe forme un angle avec la première direction W de la nappe de fibres de carbone du pli interne, compris entre 45° et 135°, de préférence entre 60° et 120.

Avantageusement, l'angle entre la deuxième et la première direction est de 90° (+/- 3°). Autrement dit, les fibres de carbone de la nappe de d'un pli externe sont perpendiculaires aux fibres de carbone de la nappe du pli interne correspondant. Ceci signifie que la deuxième direction d'orientation des fibres de carbone des nappes 2b et 3b est la direction L de sens ruban.

Le respect d'un positionnement perpendiculaire des fibres de carbone du pli externe par rapport aux fibres de carbone du pli interne correspondant permet de garantir une meilleure résistance du pli externe à la déformation mais aussi à l'impact et aux contraintes mécaniques que si l'angle entre les deux nappes est différent de 90° (+/- 3°).

La résine époxy utilisée pour imprégner les nappes 2b-3b-4a-5a de fibres de carbone et les tissus 2a-3a-4b-5b de fibres de verre est une résine époxy évoluée de type EP137 de chez Gurit© qui répond aux exigences de résistance au feu de la norme aéronautique FAR 25.853 mais aussi d'émanation de fumée, de toxicité et de dégagement de chaleur de la certification aéronautique ABD0031.

Les fibres de carbone présentent :

- une résistance à la traction maximale de préférence égale à 5 600 MPa. La résistance à la traction maximale peut être comprise entre 4 000 et 7 000 MPa

- un module d'élasticité de 290 000 MPa. Le module d'élasticité peut être compris entre 275 000 et 300 000 MPa ; et
- une densité relative égale à 1,8 g/cm³.

Le tissu 4b-5b de fibre de verre utilisé dans les plis externe est identique à celui utilisé dans les plis internes.

Les fibres de verre E présentent :

- une résistance à la traction maximale de préférence égale à 3 400 MPa.
- un module d'élasticité de l'ordre de 70 000 MPa.
- une densité relative égale à 2,5 g/cm³.

La résistance à la traction maximale et le module d'élasticité sont mesurées par la méthode ASTM D3379.

La densité relative est mesurée par la méthode ASTM D3800.

L'utilisation, dans les plis internes et externes, de fibres de carbone unidirectionnelles à module d'élasticité intermédiaire permet une meilleure résistance aux efforts par rapport aux fibres de carbone à haute résistance.

Pour fabriquer un panneau composite selon l'invention, on met en œuvre le procédé suivant :

Dans une étape (a), on dépose de part et d'autre d'une âme en nid d'abeille 1 en poly(p-phénylène-téréphtalamide), un pli interne 2-3, comprenant :

- en contact avec l'âme 1 en nid d'abeille, un tissu 2a-3a de fibre de verre E de masse inférieure ou égale à 30 g/m² pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy ; et
- en contact avec le tissu 2a-3a de fibres de verre E, une nappe 2b-3b de fibres de carbone unidirectionnelles de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa de masse inférieure ou égale à 100 g/m² pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy, et, disposées de sorte que les fibres de carbone soient orientées selon une première direction.

Dans une étape (c), déposer sur la nappe 2b-3b de fibres de carbone unidirectionnelles de chaque pli interne 2-3, un pli externe 4-5 comprenant :

- en regard de la nappe 2b-3b de fibres de carbone unidirectionnelles du pli interne correspondant, une nappe 4a-5a de fibres de carbone unidirectionnelles disposées de telle sorte que les fibres soient orientées selon une deuxième direction, différente de la première direction de la nappe 2b-3b de fibres de carbone du pli interne, de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa de masse inférieure ou égale à 100 g/m² pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy ; et
 - en contact avec la nappe 4a-5a de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon la deuxième direction, un tissu 4b-5b de fibre de verre E de masse inférieure ou égale à 30 g/m² pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy,
- afin d'obtenir un empilement de couche composite.

Pour certaines applications, le nombre de nappes de fibres de carbone peut être augmenté afin de répondre à des besoins de rigidité supplémentaire. Pour cela, entre l'étape (a) et l'étape (c), des plis intermédiaires, constitués chacun d'une seule nappe de fibres de carbone unidirectionnelles, sont déposés selon la même deuxième direction que celle de fibres de carbone unidirectionnelles de la nappe de fibres de carbone unidirectionnelles des plis externes déposée à l'étape (c).

Après la mise en œuvre de l'étape (c), ces plis intermédiaires sont intercalés entre les plis internes et les plis externes.

Les nappes de fibres de carbone utilisées dans les plis intermédiaires sont identiques à celles utilisées dans les plis internes et externes.

Ces modes de réalisation sont illustrés aux figures 3 à 6 dans lesquels le panneau comprend, respectivement une (6a), deux (6a-6b), trois (6a-6b-6c), quatre (6a, 6b, 6c, 6d) et cinq (6a, 6b, 6c, 6d, 6e) nappes additionnelles de fibres de carbone de faible masse (inférieure ou égale à 100g/m²), à module d'élasticité intermédiaire et pré imprégnées d'une résine époxy auto-extinguible (de 30% à 40% en poids d'imprégnation).

Selon l'invention, l'orientation des nappes additionnelles de fibres de carbone unidirectionnelles est toujours suivant le sens ruban (90°).

Cet agencement permet d'obtenir un panneau présentant une résistance optimale à la déformation des panneaux par rapport aux poids global du panneau.

L'âme 1 en nid d'abeille en Kevlar® (poly(p-phénylènetéréphtalamide)) présente avantageusement une densité comprise entre 72 kg/m^3 et 96 kg/m^3 .

L'âme 1 en nid d'abeille utilisée présente avantageusement une taille de maille de 0,4 mm et une épaisseur de papier comprise entre $70\mu\text{m}$ et $72\mu\text{m}$. La hauteur h de l'âme 1 se calcule en fonction de l'épaisseur de la peau (constituée par un pli interne, un pli externe et, éventuellement un ou plusieurs plis intermédiaires) et l'épaisseur du panneau composite demandée par les constructeurs aéronautiques afin de satisfaire les prescriptions requises pour le panneau.

Par exemple, une nappe de fibres de carbone unidirectionnelles et son voile de fibres de verre E a une épaisseur de 0,125 mm. Une nappe seule de fibres de carbone unidirectionnelles a une épaisseur de 0,1 mm.

Par exemple :

- pour le mode de réalisation de la figure 2, la hauteur h de l'âme 1 est de 9,5 mm afin de répondre au besoin d'un panneau de 10 mm d'épaisseur (âme et peaux associées) ;
- pour le mode de réalisation de la figure 3, la hauteur h de l'âme 1 est de 9,3 mm ;
- pour le mode de réalisation de la figure 4, la hauteur h de l'âme 1 est de 15,1 mm afin de répondre au besoin d'un panneau de 16 mm d'épaisseur (âme et peaux associées) ;
- pour le mode de réalisation de la figure 5, la hauteur h de l'âme 1 est de 14,9 mm ;
- pour le mode de réalisation de la figure 6, la hauteur h de l'âme 1 est de 14,7 mm ;
- pour le mode de réalisation de la figure 7, la hauteur h de l'âme 1 est de 9,5 mm ;

L'utilisation d'une âme 1 de densité 96 kg/m^3 est recommandée pour pouvoir respecter des contraintes de poinçonnement de l'ordre de 150

daN (par exemple par un talon aiguille) mais aussi de résistance à la compression et au cisaillement.

Grâce à l'empilement selon l'invention, on obtient un panneau composite possédant un très bon comportement à l'impact (résistance jusqu'à 12J) à comparer aux 7,2J obtenus par les panneaux antérieurs constitués d'un tissu Kevlar recouvrant une âme en nid d'abeille aluminium.

La résistance des panneaux à l'impact est mesurée à l'aide d'une tour de chute suivant l'AITM 1.0057 d'Airbus®.

Pour certaines applications, la densité de l'âme 1 peut être de 72 kg/m³ pour une épaisseur de papier comprise en 45µm et 47µm. L'utilisation de ce Nida se fera lorsque le besoin de poinçonnement peut être levé ou si l'épaisseur de peau (présence d'un ou plusieurs plis intermédiaires) est suffisante pour respecter la contrainte de poinçonnement de 150 daN.

Si l'augmentation de robustesse de l'ensemble est nécessaire, une couche externe 11 (voir figure 7) de type pararamide/Polyétherimide (PEI) pouvant faire jusqu'à 350 g/m² peut être appliquée sur la face externe (couche 4b en tissus de fibres de verre E) d'au moins un des plis externe du panneau composite. Cette couche externe, d'une épaisseur de 0,250 mm, garantit la protection à l'impact de l'ensemble du panneau composite jusqu'à 16J tout en optimisant la prise de masse et en la diminuant au maximum.

La résistance des panneaux à l'impact est mesurée à l'aide d'une tour de chute suivant l'AITM 1.0057 d'Airbus®.

Le panneau composite selon l'invention permet d'appliquer cette couche à froid en utilisant une colle de type Montaprene 2796© qui augmente la résistance et l'amortissement à l'impact grâce à sa souplesse.

Le collage à froid permet d'associer ces matériaux alors même qu'ils ont des coefficients de dilatation très différents.

Avec des panneaux de l'art antérieur, le collage aurait dû se faire à chaud, ce qui oblige à équilibrer le panneau et donc, à recouvrir les deux plis externe de cette couche pararamide/PEI.

Les caractéristiques du panneau selon l'invention, en particulier la présence vers l'extérieur, d'un tissu de fibre de verre E et, à l'intérieur de nappes de fibres de carbone présentant des orientations différentes, permet

d'éviter d'équilibrer les panneaux (collage d'une couche pararamide/PEI sur une seule face), et donc de limiter le poids général du panneau.

L'état de surface de l'âme 1 en Kevlar® est une donnée importante pour le respect des conditions de pelage. Ce pelage doit être proche de celui obtenu avec un nid d'abeille de l'art antérieur (aluminium) afin de conserver un pelage supérieur à 15 daN.

A cette fin, comme illustré en figure 8, préalablement à l'étape (a), l'invention propose d'usiner chaque face de l'âme 1 en Kevlar® à l'aide d'une fraise 20 comportant une extrémité en prise avec un arbre de rotation 21 et une extrémité libre comportant une scie 22. Ce type de fraise est fabriqué notamment par Neuhauser-Controx GmbH (par exemple une fraise multi dents à revêtement diamant et plaque de découpe PVD référence 7300-017-050-23-10).

L'utilisation de ce type de fraise permet de supprimer toute barbe de fabrication et d'obtenir un état de surface tel que lorsque le pli interne est collé sur l'âme, le pelage est supérieur à 15 daN, ce qui n'avait jamais été obtenu avec un nid d'abeille en Kevlar.

L'orientation des nappes ayant été spécifiée ci-dessus, le drapage (procédé de pose des couches) doit respecter des contraintes suivantes :

- il est essentiel que toutes les peluches ou barbes en surface de l'âme 1 soient ou aient été éliminées sous peine d'effondrer la tenue au pelage des plis mais aussi d'effondrer la résistance mécanique du panneau. Il est donc nécessaire d'utiliser une âme en nid d'abeille Kevlar® dépourvue de barbes.
- les lés de nappes de fibres de carbone unidirectionnelles ne doivent pas se recouvrir lors de la pose l'un à côté de l'autre de ces derniers, sous peine d'effondrement de la tenue au pelage et de la tenue mécanique (flexion) du panneau. L'intervalle de tolérance de pose entre deux lés : 0 à 2 mm.

Le panneau composite selon l'invention permet l'utilisation de composants entrant directement dans la diminution de la masse de l'ensemble.

Il est ainsi possible d'utiliser des inserts de fixation 30 (voir figure 9) en matériaux légers non métalliques, tel que le polyamide-imide commercialisé sous la marque Torlon®, à la place des inserts en inox utilisés dans les panneaux de l'état de la technique.

Les inserts suivants peuvent être utilisés :

- insert flottant type AEP1035-3S375 ou
- insert fixe type AEP1036-3-12,

de la société ADVANCED ENGINEERED PRODUCTS, INC

Ce type d'insert en Torlon® permet un gain de 50% de masse sur chaque fixation nécessaire à la complétion. L'utilisation de ce type d'inserts est rendue possible grâce à la présence du tissu 2a-3a sous la nappe 2b-3b de fibres de carbone unidirectionnelles qui augmente considérablement la tenue de la peau sur l'âme 1 en nid d'abeille Kevlar®. Cette tenue supérieure au pelage de la peau permet ainsi grâce au trépanage du nida de mieux diffuser les efforts inscrit dans l'insert et donc de faire travailler l'ensemble du complexe (nida + peau + insert + colle de l'insert) et non seulement l'insert et sa colle.

Pour fixer ces inserts 30 dans le panneau, le panneau est usiné localement sur au moins une partie de son épaisseur, pour créer des puits dans lesquels sont disposés des inserts de fixation en polyamide-imide. L'usinage est par exemple un trépanage d'un diamètre supérieur de 3mm à celui de l'insert. Puis l'insert est positionné et le vide entre l'insert et le panneau est comblé avec une colle structurale de type ADEKIT® A171/H9971 de chez AXSON®. Cette colle assure la tenue de l'insert et garantit sa résistance aux efforts de traction et de cisaillement requis par les constructeurs aéronautiques dans leurs spécifications techniques.

L'invention permet donc d'obtenir un panneau composite léger et aussi performant, voire plus performant que les panneaux de l'état de la technique.

Les panneaux selon l'invention peuvent être utilisés comme planchers composites, cloisons composites, panneaux d'habillage composites, meubles ou structures composites.

REVENDICATIONS

1. Panneau composite (10) caractérisé en ce qu'il comprend :
 - une âme (1) en nid d'abeille en poly(p-phénylène-téréphtalamide), de part et d'autre de laquelle sont disposés deux peaux comprenant chacune :
 - un pli interne (2, 3) en contact avec l'âme (1) en nid d'abeille, et comprenant :
 - un tissu (2a, 3a) de fibre de verre E imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy, et de masse inférieure ou égale à 30 g/m², le tissu (2a, 3a) étant en contact avec l'âme (1) en nid d'abeille ; et
 - une nappe (2b, 3b) de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon une première direction, de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa, de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy;
 - un pli externe (4, 5), en contact avec le pli interne (2, 3) correspondant, comprenant :
 - une nappe (4a, 5a) de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon une deuxième direction différente de la première direction de la nappe (2b, 3b) de fibres de carbone du pli interne (2, 3), de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa, de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy, la nappe (4a, 5a) de fibres de carbone unidirectionnelles de chaque pli externe (4, 5) étant en regard de la nappe (2b, 3b) de fibres de carbone unidirectionnelles du pli interne correspondant (2, 3) ; et
 - un tissu (4b, 5b) de fibre de verre E de masse inférieure ou égale à 30 g/m², et pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy.
2. Panneau composite selon la revendication 1, dans lequel la résine époxy est auto extinguible.
3. Panneau composite selon l'une quelconque des revendications 1 ou 2, dans lequel l'âme (1) en nid d'abeille présente une direction L dite de « sens ruban » et une direction W dite de « sens expansion », perpendiculaire à

la direction L, et dans lequel la première direction de la nappe de fibres de carbone unidirectionnel est perpendiculaire à la direction L de sens ruban.

4. Panneau composite selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel la deuxième direction de la nappe de fibres de carbone du pli externe forme un angle avec la première direction de la nappe de fibres de carbone du pli interne, compris entre 45° et 135°, de préférence entre 60° et 120°, avantageusement de 90°.

5. Panneau composite selon l'une quelconque des revendications précédentes, comprenant, en outre, entre un pli interne (2, 3) et un pli externe (4, 5), au moins une, de préférence entre une et quatre nappe(s) (6, 7, 8, 9) de fibres de carbone unidirectionnelles de masse inférieure ou égale à 100 g/m², pré imprégnée(s) entre 30% et 45 % en poids d'une résine époxy, et orientée(s) selon la même deuxième direction que celle de fibres de carbone unidirectionnelles de la nappe (4a, 5a) de fibres de carbone unidirectionnelles des plis externes.

6. Panneau composite selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel :

- Les fibres de verre E présentent :
 - une résistance à la traction maximale égale à 3 400 MPa,
 - un module d'élasticité de 70 000 MPa environ et
 - une densité relative égale à 2,5 g/cm³.
- Les fibres de carbone présentent :
 - une résistance à la traction maximale comprise entre 4 000 et 7 000 MPa,
 - un module d'élasticité compris entre 275 000 et 300 000 MPa et
 - une densité relative égale à 1,8 g/cm³.

7. Panneau composite selon l'une quelconque des revendications précédentes, comprenant, en outre, un tissu (11) de fibres de pararamide associé à une résine de Polyétherimide (PEI).

8. Panneau composite selon l'une quelconque des revendications précédentes, comprenant, en outre, des inserts de fixation (30) en polyamide-imide (Torlon®).

9. Procédé de fabrication d'un panneau composite selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

(a) déposer de part et d'autre d'une âme (1) en nid d'abeille en poly(p-phénylènetéréphtalamide), un pli interne (2, 3), comprenant :

- en contact avec l'âme (1) en nid d'abeille, un tissu (2a, 3a) de fibre de verre E de masse inférieure ou égale à 30 g/m², et pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy ; et
- en contact avec le tissu de fibres de verre E, une nappe (2b, 3b) de fibres de carbone unidirectionnelles de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy, disposées de sorte que les fibres de carbone soient orientées selon une première direction ;

(c) déposer en regard de la nappe (2b, 3b) de fibres de carbone unidirectionnelles de chaque pli interne (2, 3), un pli externe (4, 5) comprenant :

- en regard de la nappe (2b, 3b) de fibres de carbone unidirectionnelles du pli interne (2, 3) correspondant, une nappe (4a, 5a) de fibres de carbone unidirectionnelles disposées de telle sorte que les fibres soient orientées selon une deuxième direction, différente de la première direction de la nappe (2b, 3b) de fibres de carbone du pli interne (2, 3), de module d'élasticité compris entre 275 et 300 GPa de masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy ; et
- en contact avec la nappe (4a, 5a) de fibres de carbone unidirectionnelles orientées selon la deuxième direction, un tissu (4b, 5b) de fibre de verre E de masse inférieure ou égale à 30 g/m², et pré imprégné d'au moins 70% en poids de résine époxy, afin d'obtenir un empilement de couche composite (10).

10. Procédé de fabrication selon la revendication précédente, comprenant en outre, une étape (b), entre l'étape (a) et l'étape (c), de dépôt d'au moins une nappe (6, 7, 8, 9) de fibres de carbone unidirectionnelles de

masse inférieure ou égale à 100 g/m², et pré imprégnée entre 30% et 40 % en poids d'une résine époxy, orientée(s) selon la même deuxième direction que celle de fibres de carbone unidirectionnelles de la nappe (4a, 5a) de fibres de carbone unidirectionnelles des plis externes déposée à l'étape (c).

11. Procédé de fabrication selon l'une quelconque des revendications 9 ou 10, dans lequel, préalablement à l'étape (a), chaque face de l'âme en nid d'abeille est usinée avec une fraise (20) comportant une scie (22) en extrémité de fraise.

12. Procédé de fabrication selon la revendication précédente, dans lequel le panneau (10) est usiné localement sur au moins une partie de son épaisseur, pour créer des puits dans lesquels sont disposés des inserts de fixation (30) en polyamide-imide maintenus en position par une colle.

Fig. 1

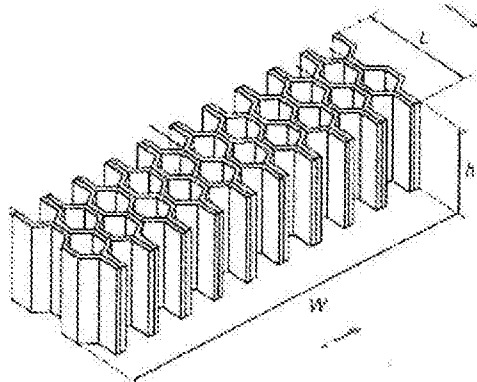


Fig. 2

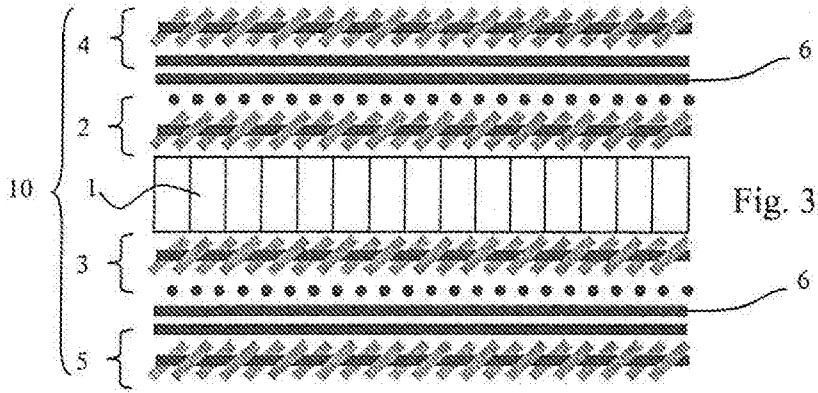
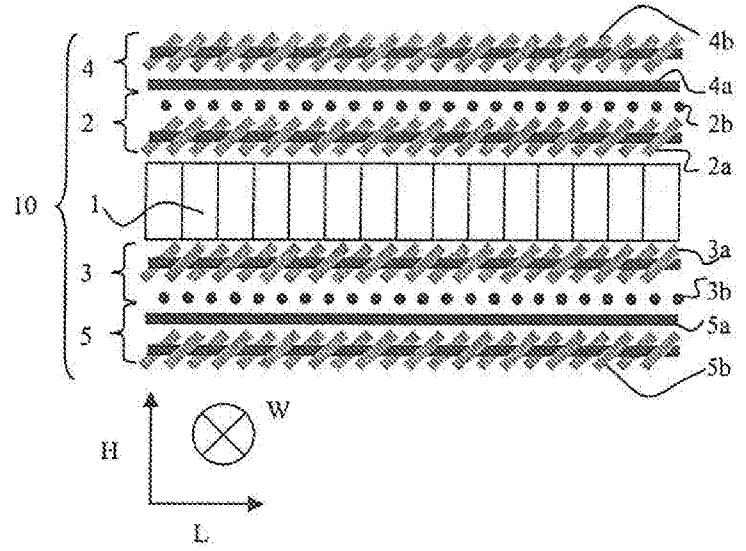
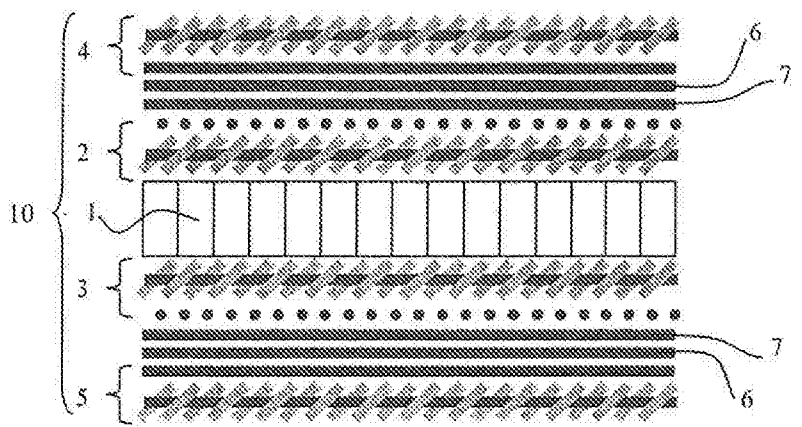


Fig. 3

Fig. 4



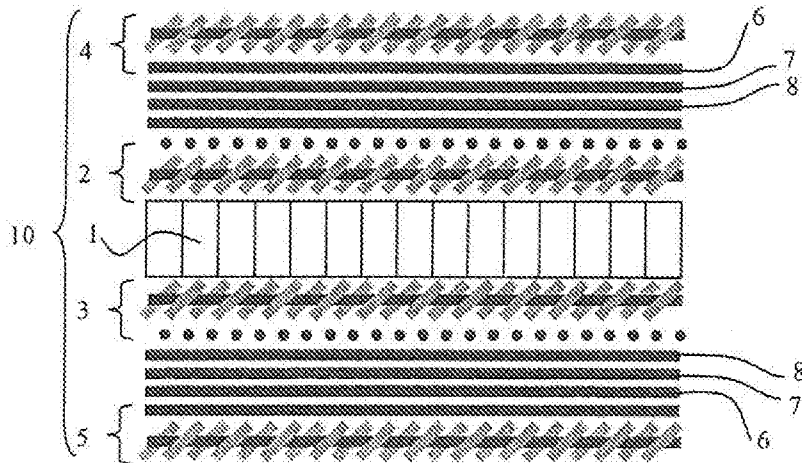


Fig. 5

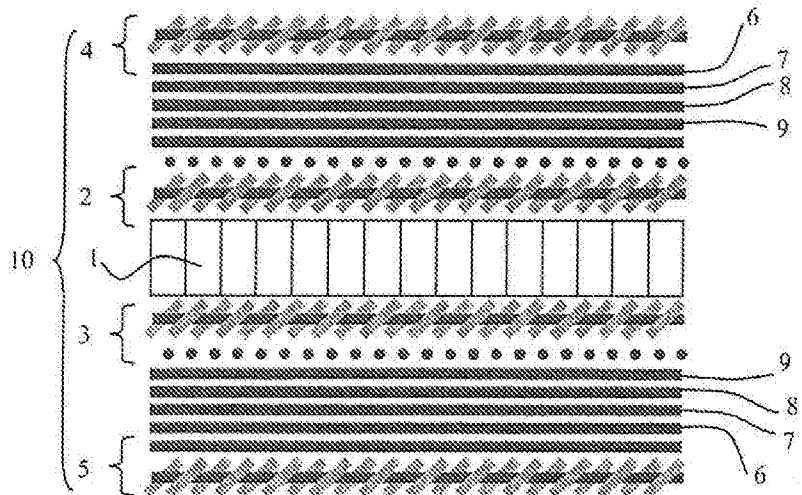


Fig. 6

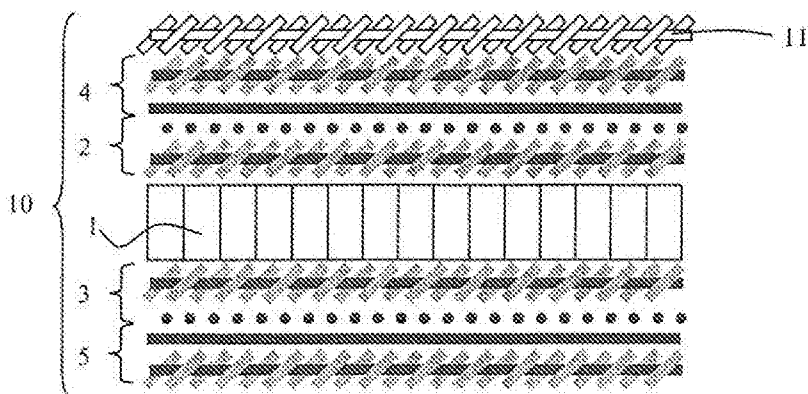
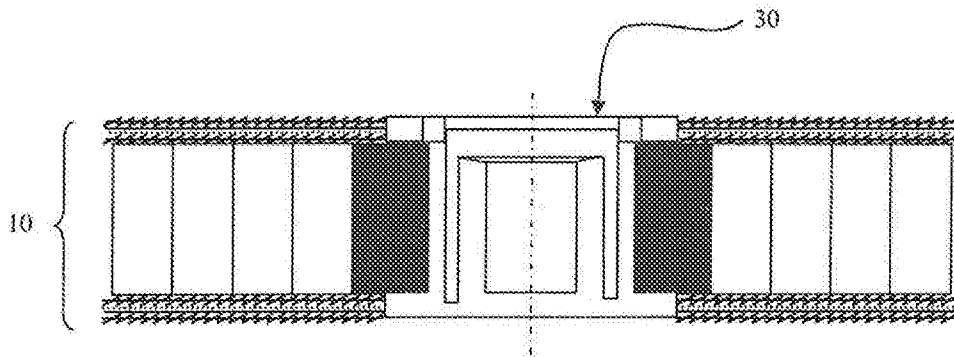
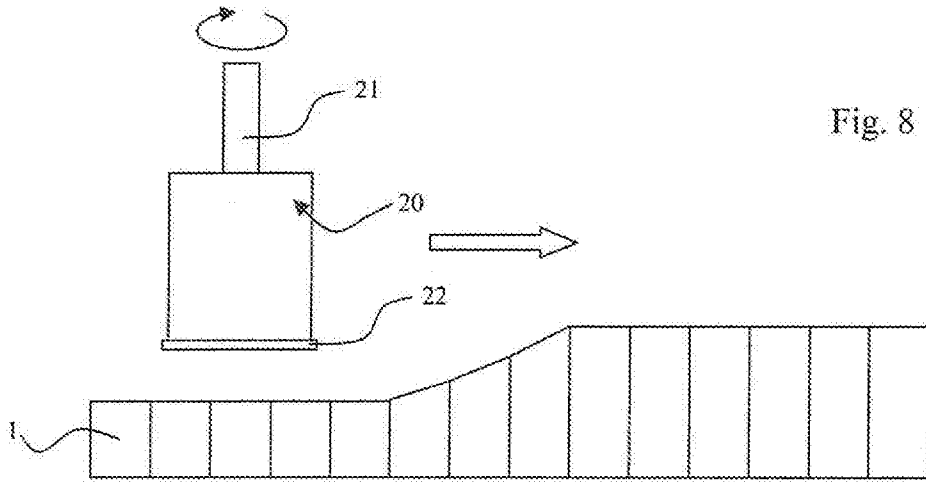


Fig. 7

3/3



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/IB2014/061948

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. B32B5/02 B32B5/12 B32B5/26 B32B3/12 B32B3/06
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
B32B

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	US 2010/055384 A1 (DOECKER MICHAEL [DE] ET AL) 4 March 2010 (2010-03-04) paragraph [0034] - paragraph [0037] paragraph [0040] figure 2 claim 4 paragraph [0022] paragraph [0029] - paragraph [0034] figure 1 paragraph [0005]	1-12
Y	----- GB 2 477 091 A (HEXCEL COMPOSITES LTD [GB]) 27 July 2011 (2011-07-27) page 9; examples 1,2,16; table 1 page 8, line 18 - line 21 page 4, line 20 - line 24 page 4, line 31 - line 32 ----- -/--	1-12

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

- "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
- "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

18 August 2014

Date of mailing of the international search report

25/08/2014

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

Flores de Paco, M

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/IB2014/061948

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 2009/072086 A1 (SMITH LANCE [US] ET AL) 19 March 2009 (2009-03-19) Comparative example 4; paragraph [0111] paragraph [0122]; example 9 -----	1-12
A	"Tedx composite fabrics", Zedtex Australia , 8 February 2013 (2013-02-08), XP002719798, Retrieved from the Internet: URL:http://smithuren.com/wp-content/pdfs/Z edtex_Composite_Fabrics_Brochure_A4.pdf [retrieved on 2014-02-05] page 1 -----	1-12
A	"Technical fabrics handbook. HexForce®Reinforcements", Hexcel , 21 December 2010 (2010-12-21), XP002719799, Retrieved from the Internet: URL:http://www.hexcel.com/Resources/DataSh eets/Brochure-Data-Sheets/HexForce_Technic al_Fabrics_Handbook.pdf [retrieved on 2014-02-01] page 58 -----	1-12
Y	Álvaro Jiménez Mancha: "OPTIMIZATION OF LIGHTWEIGHTSANDWICH STRUCTURES OFCOMMERCIAL AIRCRAFT INTERIOR PARTSSUBJECTED TO LOW-VELOCITY IMPACT", Universidad Pontificia Comillas. Escuela técnica superior de ingeniería (ICAI) , 30 June 2012 (2012-06-30), page 86, XP002719839, Madrid Retrieved from the Internet: URL:http://www.iit.upcomillas.es/pfc/resum enes/4fd71dd20c849.pdf [retrieved on 2014-02-05] page 86, line 4 - line 9 -----	3
Y	US 2006/204714 A1 (WANG YEN-SEINE [US] ET AL) 14 September 2006 (2006-09-14) paragraph [0022] -----	11
A	WO 92/17331 A1 (LINCOLN JAMES D [US]) 15 October 1992 (1992-10-15) the whole document -----	1-12

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/IB2014/061948

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2010055384	A1	04-03-2010	NONE	

GB 2477091	A	27-07-2011	CA 2786631 A1	28-07-2011
			CN 102712164 A	03-10-2012
			EP 2525969 A2	28-11-2012
			GB 2477091 A	27-07-2011
			JP 2013517167 A	16-05-2013
			RU 2012135472 A	27-02-2014
			US 2012301665 A1	29-11-2012
			WO 2011089414 A2	28-07-2011

US 2009072086	A1	19-03-2009	NONE	

US 2006204714	A1	14-09-2006	EP 1965972 A1	10-09-2008
			JP 5074410 B2	14-11-2012
			JP 2009518204 A	07-05-2009
			MY 140916 A	29-01-2010
			US 2006204714 A1	14-09-2006
			WO 2007067305 A1	14-06-2007

WO 9217331	A1	15-10-1992	EP 0535214 A1	07-04-1993
			JP H05508128 A	18-11-1993
			WO 9217331 A1	15-10-1992

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/IB2014/061948

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE

 INV. B32B5/02 B32B5/12 B32B5/26 B32B3/12 B32B3/06
 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)
 B32B

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 2010/055384 A1 (DOECKER MICHAEL [DE] ET AL) 4 mars 2010 (2010-03-04) alinéa [0034] - alinéa [0037] alinéa [0040] figure 2 revendication 4 alinéa [0022] alinéa [0029] - alinéa [0034] figure 1 alinéa [0005]	1-12
Y	----- GB 2 477 091 A (HEXCEL COMPOSITES LTD [GB]) 27 juillet 2011 (2011-07-27) page 9; exemples 1,2,16; tableau 1 page 8, ligne 18 - ligne 21 page 4, ligne 20 - ligne 24 page 4, ligne 31 - ligne 32 ----- -/--	1-12

 Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

 Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent

"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date

"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)

"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens

"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

18 août 2014

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

25/08/2014

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

Flores de Paco, M

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/IB2014/061948

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 2009/072086 A1 (SMITH LANCE [US] ET AL) 19 mars 2009 (2009-03-19) Comparative exemple 4; alinéa [0111] alinéa [0122]; exemple 9 -----	1-12
A	"Tedtex composite fabrics", Zedtex Australia , 8 février 2013 (2013-02-08), XP002719798, Extrait de l'Internet: URL:http://smithuren.com/wp-content/pdfs/Z edtex_Composite_Fabrics_Brochure_A4.pdf [extrait le 2014-02-05] page 1 -----	1-12
A	"Technical fabrics handbook. HexForce®Reinforcements", Hexcel , 21 décembre 2010 (2010-12-21), XP002719799, Extrait de l'Internet: URL:http://www.hexcel.com/Resources/DataSh eets/Brochure-Data-Sheets/HexForce_Technic al_Fabrics_Handbook.pdf [extrait le 2014-02-01] page 58 -----	1-12
Y	Álvaro Jiménez Mancha: "OPTIMIZATION OF LIGHTWEIGHTSANDWICH STRUCTURES OFCOMMERCIAL AIRCRAFT INTERIOR PARTSSUBJECTED TO LOW-VELOCITY IMPACT", Universidad Pontificia Comillas. Escuela técnica superior de ingeniería (ICAI) , 30 juin 2012 (2012-06-30), page 86, XP002719839, Madrid Extrait de l'Internet: URL:http://www.iit.upcomillas.es/pfc/resum enes/4fd71dd20c849.pdf [extrait le 2014-02-05] page 86, ligne 4 - ligne 9 -----	3
Y	US 2006/204714 A1 (WANG YEN-SEINE [US] ET AL) 14 septembre 2006 (2006-09-14) alinéa [0022] -----	11
A	WO 92/17331 A1 (LINCOLN JAMES D [US]) 15 octobre 1992 (1992-10-15) le document en entier -----	1-12

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/IB2014/061948

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2010055384	A1	04-03-2010	AUCUN	

GB 2477091	A	27-07-2011	CA 2786631 A1	28-07-2011
			CN 102712164 A	03-10-2012
			EP 2525969 A2	28-11-2012
			GB 2477091 A	27-07-2011
			JP 2013517167 A	16-05-2013
			RU 2012135472 A	27-02-2014
			US 2012301665 A1	29-11-2012
			WO 2011089414 A2	28-07-2011

US 2009072086	A1	19-03-2009	AUCUN	

US 2006204714	A1	14-09-2006	EP 1965972 A1	10-09-2008
			JP 5074410 B2	14-11-2012
			JP 2009518204 A	07-05-2009
			MY 140916 A	29-01-2010
			US 2006204714 A1	14-09-2006
			WO 2007067305 A1	14-06-2007

WO 9217331	A1	15-10-1992	EP 0535214 A1	07-04-1993
			JP H05508128 A	18-11-1993
			WO 9217331 A1	15-10-1992
