

(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
19 décembre 2024 (19.12.2024)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2024/256779 A1

(51) Classification internationale des brevets :

B29C 70/12 (2006.01) *B29K 105/12* (2006.01)
B29C 70/18 (2006.01) *B29K 105/26* (2006.01)
B29C 70/46 (2006.01) *B29C 45/14* (2006.01)
B29C 70/74 (2006.01) *B29C 65/08* (2006.01)
B29B 17/00 (2006.01) *B29C 65/00* (2006.01)
B29C 70/54 (2006.01) *B29K 105/08* (2006.01)
B29B 17/04 (2006.01) *B29L 31/30* (2006.01)
B29C 70/50 (2006.01) *B29L 31/00* (2006.01)
B29C 70/86 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2024/050763

(22) Date de dépôt international :

11 juin 2024 (11.06.2024)

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

FR2306207 16 juin 2023 (16.06.2023) FR

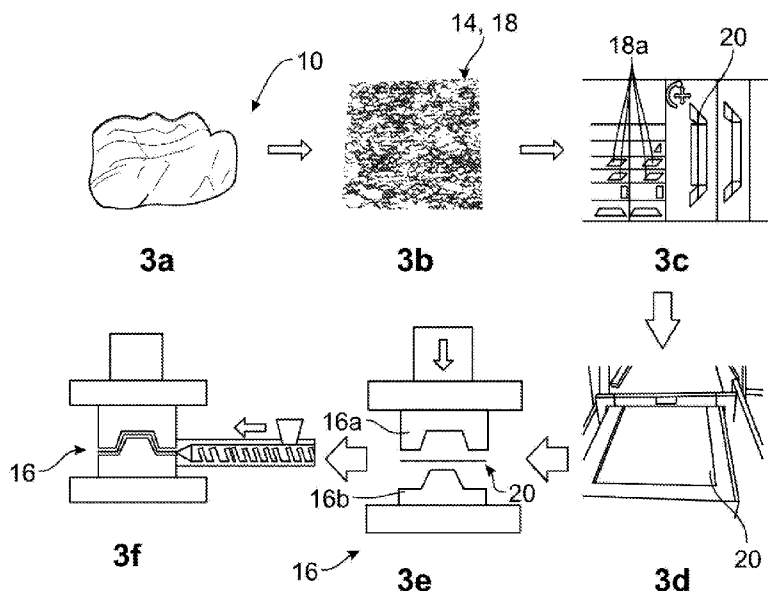
(71) Déposant : **SAFRAN SEATS** [FR/FR] ; 61 rue Pierre Curie, 78370 PLAISIR (FR).

(72) Inventeurs : **CAILLETEAU, Jeremy** ; Safran, c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaut, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **CARTON, Shuai** ; Safran, c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaut, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).

(54) Title: METHOD FOR MANUFACTURING A COMPONENT FOR THE OUTFITTING OF AN AIRCRAFT PASSENGER CABIN

(54) Titre : PROCÉDÉ DE FABRICATION D'UN COMPOSANT D'AMENAGEMENT D'UN HABITACLE D'AERONEF

[Fig.3]



(57) Abstract: The invention relates to a method for manufacturing a component (12), in particular for outfitting an aircraft passenger cabin, comprising: a) a production step, during which at least one nonwoven layer (14) comprising waste fibres (10) impregnated with a binder is produced; b) a consolidation step, during which the nonwoven layer (14) is consolidated, so as to obtain at least one fibre sheet (18); c) a cutting step, during which the sheet (18) is cut out; and optionally, a superposition step, during which several cut-out fibre sheets (18) are superimposed and assembled with one another, so as to form a stack, d) a compression step, during which the fibre sheet (18) or the stack (20) is thermocompressed in a mould (16), so as to produce a component (12) having a non-planar shape.

(74) **Mandataire : BARBE, Laurent** et al. : GEVERS & ORES,
Immeuble Palatin 2, 3 cours du Triangle, CS 80165, 92939
PARIS LA DEFENSE CEDEX (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, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MU, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.

(84) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, CV, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SC, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, ME, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée:

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

(57) **Abrége :** L'invention concerne un procédé de fabrication d'un composant (12), notamment pour un aménagement d'un habitacle d'aéronef, comprenant : a) une étape de réalisation, au cours de laquelle au moins au moins une couche intissée (14) comportant des chutes de fibres (10) imprégnées avec un liant est réalisée; b) une étape de consolidation, au cours de laquelle la couche intissée (14) est consolidée, de façon à obtenir au moins une plaque de fibres 18; c) une étape de découpe, au cours de laquelle la plaque 18; et optionnellement, une étape de superposition, au cours de laquelle plusieurs plaques de fibres (18) découpées sont superposées et assemblées ensemble, de façon à former un empilement, d) une étape de compression, au cours de laquelle la plaque de fibres (18) ou l'empilement (20) est thermocomprimé(e) dans un moule (16), de façon à réaliser un composant (12) ayant une forme non plane.

DESCRIPTION

TITRE : PROCÉDÉ DE FABRICATION D'UN COMPOSANT D'AMENAGEMENT D'UN HABITACLE D'AERONEF

5

Domaine technique de l'invention

L'invention a trait au domaine technique des composants d'aménagement d'un habitacle d'aéronefs, de tels composants étant par exemple destinés à équiper des sièges.

10

Arrière-plan technique

L'arrière-plan technique comprend notamment les documents DE-A1-10 2010 042349, EP-A1-3 643 484, JP-A-S63 125315, US-A1-2021/129453.

L'utilisation de matériaux composites pour la réalisation de composants d'aménagement d'un habitacle d'aéronef est bien connue. Un tel matériau comprend, en général, des fibres noyées dans une matrice polymérique. Il est, par exemple, connu d'utiliser des fibres de verre, de carbone, etc. D'autres matériaux sont également connus pour la réalisation de tels composants, comme l'aluminium ou le plastique.

La consommation des fibres de carbone a significativement augmenté au cours des dix dernières années. La production s'est adaptée de manière à répondre à la demande croissante.

Majoritairement employées dans les structures composites, les fibres de carbone sont très utilisées dans la production des pièces en matériaux composites tissés dans le domaine aéronautique. notamment les aubes composites tissées des turboréacteurs. Au cours de leur fabrication, les couches de fils de chaînes et trames sont libérées au fur et à mesure de la création d'une préforme de la pièces en matériaux composites, afin d'atteindre les différentes épaisseurs désirées. Lorsque la préforme est libérée du métier, une opération de découpe est réalisée. Les fils de carbone coupés deviennent alors des chutes du procédé de tissage.

30

Ainsi, les chutes de fibres de carbone représentent un potentiel volume important sur l'ensemble des usines de production.

Par ailleurs, les chutes de fibres de carbone possèdent des performances mécaniques encore intactes, car elles n'ont pas été sollicitées. Elles peuvent donc être réutilisées pour la fabrication de nouvelles pièces en matériaux composites.

Or, jusque récemment, les chutes de fibres de carbone n'étaient pratiquement pas valorisées. En effet, bien que des filières de retraitement de telles chutes de fibres de carbone se soient développées, elles sont saturées de demandes, notamment en provenance de l'automobile.

Les chutes de fibres de carbone sont donc peu valorisées et des débouchés pour la réutilisation de telles fibres sont encore peu développés. Elles sont pour la plupart pyrolysées puis broyées en poudre constituant des charges pour les apprêts, les peintures ou les matériaux thermoplastiques.

Le changement climatique est une préoccupation majeure pour de nombreux organes législatifs et de régulation à travers le monde. En effet, diverses restrictions sur les émissions de carbone ont été, sont ou seront adoptées par divers états.

En particulier, une norme ambitieuse s'applique à la fois aux nouveaux types d'aéronefs mais aussi ceux en circulation nécessitant de devoir mettre en œuvre des solutions technologiques afin de les rendre conformes aux réglementations en vigueur. L'aviation civile se mobilise depuis maintenant plusieurs années pour apporter une contribution à la lutte contre le changement climatique.

Les efforts de recherche technologique ont déjà permis d'améliorer de manière très significative les performances environnementales des aéronefs.

La Déposante prend en considération les facteurs impactant dans toutes les phases de conception et de développement pour obtenir des composants et des produits aéronautiques moins énergivores, plus respectueux de l'environnement et dont l'intégration et l'utilisation dans l'aviation civile ont des conséquences environnementales modérées dans un but d'amélioration de l'efficacité énergétique des aéronefs.

Les travaux de recherche et de développement soutenus portent notamment sur l'allègement des appareils, notamment par les matériaux employés et les équipements embarqués allégés.

Il a donc été envisagé de valoriser des chutes de fibres de carbone afin de mettre en place une nouvelle filière. À cet égard, les efforts de recherche et de développement ont permis de mettre au point un produit semi-fini de recyclage à base de chutes de fibres de carbone et d'un procédé de fabrication d'un tel produit.

Le produit se présente sous la forme d'un rouleau d'une bande ou une couche intissée comportant des chutes de fibres de carbone et un liant assurant la cohésion des fibres entre elles et la tenue de la bande.

Cependant, à ce jour, aucune mesure visant à exploiter un tel produit n'a été entreprise. L'invention vise donc à fournir un procédé de fabrication d'un composant d'aménagement d'un habitacle d'aéronef, par recyclage de chutes de fibres de carbone.

A cet effet, l'invention est le résultat des recherches technologiques visant à améliorer de manière très significative les performances des avions et, en ce sens, contribue à la réduction de l'impact environnemental des avions.

Résumé de l'invention

Pour cela, l'invention un procédé de fabrication d'un composant, notamment pour un aménagement d'un habitacle d'aéronef, comprenant au moins :

a) une étape de réalisation, au cours de laquelle au moins une couche intissée comportant des chutes de fibres, notamment de fibres de carbone, imprégnées avec au moins un liant, en particulier en thermoplastique, tel qu'une matrice thermoplastique, qui assure une cohésion de la couche intissée, est réalisée ;

b) une étape de consolidation, au cours de laquelle la couche intissée est consolidée, de façon à obtenir au moins une plaque de fibres, notamment au moins une plaque de fibres laminée ;

c) une étape de découpe, au cours de laquelle la plaque est découpée, et optionnellement, une étape de superposition, au cours de laquelle plusieurs plaques de fibres découpées sont superposées et assemblées ensemble, de façon à former un empilement, en particulier en les soudant en plusieurs points par ultrason ; et

d) une étape de compression, au cours de laquelle la plaque de fibres ou l'empilement est thermocomprimé(e) dans un moule, de façon à réaliser un composant ayant une forme non plane.

L'invention propose ainsi de valoriser les chutes de fibres, telles que les fibres de carbone, et ainsi de les recycler. L'invention permet donc de réaliser des composants d'aménagement à partir de matériau recyclé, ce qui est particulièrement avantageux d'un point de vue environnemental et économique.

Le recyclage de matière noble aéronautique, comme les fibres de carbone permet d'avoir une structure non-tissée isotrope ou quasi-isotrope, notamment dans le plan,

avec des propriétés similaires à celles produites à partir de structure tissée, par exemple en fibres de verre, tout en réduisant de manière significative la masse du produit.

5 Dans la présente description, le terme « composant d'aménagement » doit être entendu comme étant un composant de structure secondaire, notamment servant à équiper un siège, un meuble, un coffre de rangement et/ou un panneau d'habillage par exemple. Un tel composant peut avoir une ou plusieurs fonctions choisies parmi une finition esthétique, une fixation, etc.

10 De plus, dans la présente description, le terme « couche intissée » doit être entendu comme étant une couche composée de fibres qui ne sont pas tissées entre elles et qui ont une orientation aléatoire dans la couche intissée. Les fibres de la couche intissée sont liées entre elles par au moins un liant, une matière liante et/ou une matrice, en particulier une matrice thermoplastique, qui assure une certaine cohésion de la couche intissée.

15 L'orientation aléatoire des fibres est particulièrement avantageuse car elle permet à la couche d'avoir les mêmes propriétés dans toutes les directions (isotrope ou quasi-isotrope).

20 Une consolidation a pour but de rigidifier la couche intissée et de la transformer ainsi en plaque relativement rigide. La consolidation peut être un traitement thermique, éventuellement associée à un traitement de compression.

Dans un tel cas, le traitement thermique peut être réalisé à une température supérieure ou égale à la température de transition vitreuse ou de fusion du liant, de la matière liante et/ou de la matrice.

25 Une thermocompression est une combinaison du traitement thermique et du traitement de compression, qui peut, par exemple, être réalisée sous presse.

La présente invention peut comprendre d'autres caractéristiques, décrites dans ce qui suit, qui peuvent être considérées indépendamment ou en combinaison les unes avec les autres :

- 30 - la ou chaque plaque de fibres est découpée à plat à l'étape c) selon des formes correspondant à un développé du composant ;
- les plaques de fibres sont assemblées par soudure ultrason à l'étape c), notamment en plusieurs points, de façon à former un empilement d'épaisseur variable et/ou en développée du composant ;

- la plaque de fibres et/ou l'empilement est chauffé(e), notamment par convection infra-rouge ou céramique ;
- la plaque de fibres et/ou l'empilement est chauffé(e) à une température de supérieure ou égale à la température de transition vitreuse ou de fusion du liant, de la matière liante et/ou de la matrice, notamment de la matrice thermoplastique ;
- l'empilement est chauffé, embouti et consolidé dans le moule qui est régulé à une température inférieure à la température de solidification du liant, de la matière liante et/ou de la matrice ;
- le moule est configuré pour former au moins une épaisseur variable, une nervure, une rainure et/ou un trou ;
- le moule est régulé à une température, en particulier à une température inférieure à une température de solidification du liant ;
- un insert destiné à être fixé au composant est préalablement positionné dans le moule avant l'étape de compression d) ;
- le liant est du poly(sulfure de phénylène) (PPS), du polyétherimides (PEI), du polyétheréthercétone (PEEK), du polycarbonate (PC), du polyéthersulfone (PESU) et/ou du polyphénylsulfone (PPSU) ;
- l'étape de compression d) comprend et/ou est suivie par une de surmoulage du composant ;
- les plaques fibres découpées et superposées sont assemblées par soudage, notamment ultrason, en particulier par point, les unes aux autres à l'étape de superposition, de façon à ce que l'empilement soit monobloc, permettant en particulier de faciliter une manutention de l'empilement avant thermocompression ;
- lesdites chutes de fibres ont une orientation aléatoire ; et/ou
- le composant est destiné à équiper un siège d'aéronef ou est un composant d'un tel siège.

La présente invention concerne encore un composant, notamment pour un aménagement d'un habitacle d'aéronef, en particulier pour un siège d'un habitacle d'aéronef, fabriqué par un procédé de fabrication tel que décrit ci-dessus.

- Par ailleurs, le procédé de fabrication selon l'invention, particulièrement avantageux dans le but de réduire l'impact environnemental des aéronefs, concerne un composant d'aménagement d'un habitacle d'aéronef, tel qu'un élément de siège, en particulier une coque, une assise, un dossier, un accoudoir et/ou une tablette, obtenu par un procédé de fabrication tel que décrit dans ce qui précède.

Le composant est de préférence un composant de siège d'un habitacle d'aéronef.

Brève description des figures

La présente invention sera mieux comprise et d'autres objets, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description qui suit, comprenant des exemples de réalisation de composant pour l'aménagement présentés en tant qu'exemples non limitatifs qui pourront servir à compléter la compréhension de la présente invention et l'exposé de sa réalisation et, le cas échéant, contribuer à sa définition. Cette description détaillée faite en référence aux figures annexées, dans lesquelles :

[Fig.1] la figure 1 est une vue schématique d'un amas de chutes de fibres de carbone ;
[Fig.2] la figure 2 est une vue schématique d'une couche intissée de chutes de fibres de carbone ;

[Fig.3] la figure 3 sont des vues schématiques illustrant des étapes d'un procédé de fabrication selon l'invention ; et

[Fig.4] la figure 4 est une vue schématique en perspective d'un composant pour l'aménagement de l'habitable d'un aéronef, fabriqué par un procédé de fabrication selon l'invention.

Description détaillée de l'invention

La figure 1 est une vue schématique d'un amas de chutes de fibres de carbone 10.

Les chutes de fibres de carbone ont une longueur inférieure ou égale à 100mm et, en général, comprise entre 10 et 50mm.

Plutôt que de mettre au rebus les chutes de fibres de carbone, l'invention propose de les valoriser en réalisant des composants pour l'aménagement d'un habitacle d'aéronef. Un composant 12 de ce type étant illustré à la figure 4. Le composant 12 est ; par exemple ; destinés à équiper un siège d'aéronef.

La figure 2 est une vue schématique d'une couche intissée de chutes de fibres de carbone.

Selon l'invention, le composant 12 est réalisé à partir de chutes de fibres, notamment de fibres de carbone, se présentant sous la forme d'une couche ou d'une bande intissée 14, comme illustré à la figure 2.

Le procédé de fabrication selon l'invention comprend au moins :

a) une étape de réalisation, au cours de laquelle au moins une couche intissée 14 est réalisée, la couche intissée 14 comportant des chutes de fibres 10, notamment des chutes de fibres de carbone, en particulier imprégnées avec un liant, ou une matière liante, par exemple en thermoplastique, qui assure une cohésion de la couche intissée 14 ;

b) une étape de consolidation, au cours de laquelle la couche intissée 14 est consolidée, de façon à obtenir au moins une plaque de fibres 18 ;

c) une étape de découpe, au cours de laquelle la plaque de fibres 18 est découpée et, optionnellement, une étape de superposition, au cours de laquelle plusieurs plaques de fibres 18 découpées sont superposées et assemblées ensemble, de façon à former un empilement 20 ; et

d) une étape de compression, au cours de laquelle la plaque de fibres 18 ou l'empilement 20 est thermocomprimé(e) dans un moule 16, de façon à réaliser le composant 12, ayant en particulier une forme non plane.

Dans la présente description, le terme « liant » doit être entendu comme étant un élément permettant d'assurer une cohésion de la couche intissée 14, tel qu'une matière liante et/ou une matrice.

En particulier, les plaques de fibres 18 découpées et superposées sont soudées les unes aux autres à l'étape de superposition, de façon à ce que l'empilement 20 soit monobloc. Ceci permet de faciliter une manutention de l'empilement 20 en vue de la réalisation de l'étape de compression d).

Notamment, les plaques de fibres 18 découpées et superposées sont assemblées par soudure ultrason, par exemple en plusieurs points, de façon à former un empilement d'épaisseur variable et en développé du composant 12.

L'étape de réalisation du procédé de fabrication, au cours de laquelle la couche intissée 14 est réalisée, peut comprendre au moins :

i) une étape de collecte, au cours de laquelle des chutes de fibres 10, notamment des chutes de fibres de carbone, sont récupérées ;

ii) une étape de démêlage, au cours de laquelle les fibres 10, notamment les fibres de carbone, sont démêlées et peuvent être mélangées avec un liant ou une matière liante ;

iii) une étape de dispersion, au cours de laquelle un flux d'air sec est utilisé pour disperser les fibres 10 ;

iv) une étape de confection, au cours de laquelle un matelas de fibres est réalisé, le matelas de fibres comportant les fibres 10, de l'air et le liant ou la matière liante ; et
v) une étape de calandrage, au cours de laquelle le matelas de fibres est calandré à chaud jusqu'à une température supérieure ou égale à la température de transition vitreuse du liant, de façon à réaliser un produit semi-fini de recyclage sous la forme d'un rouleau de bande ou couche intissée 14.

Avantageusement, à l'étape de collecte i), les chutes de fibres 10, notamment de fibres de carbone, résultent de la découpe d'ébauches de pièces en matériaux composites dans le domaine aéronautique, de telles ébauches étant notamment obtenues par tissage en trois dimensions de fibres de carbone au moyen d'un métier à tisser comme évoqué dans ce qui précède.

La sous-étape de démêlage ii) consiste à démêler les fibres 10 et, optionnellement à les mélanger avec un liant, ou une matière liante, en particulier à basse température. Le liant peut se présenter sous la forme de particules et/ou de fibres, par exemple de type thermoplastique à base de résine, tel que le polyéthylène (PE), le polypropylène (PP) ou dans un copolymère PE-PP.

La sous-étape de démêlage ii) peut en outre comprendre un mélange des fibres 10, notamment des fibres de carbone, avec des fibres thermoplastiques, tel que les polyétherimides (PEI), le poly(sulfure de phénylène) (PPS) ou le polycarbonate (PC).

Les fibres thermoplastiques ont, de préférence, une température de transition vitreuse supérieure à celle du liant.

La sous-étape de calandrage iv) est réalisée à la température de transition vitreuse du liant et est destinée à ne pas ramollir les fibres thermoplastiques destinées à être ramollies lors d'une transformation postérieure.

En présence des fibres thermoplastiques, le produit semi-fini peut être utilisé pour fabriquer un produit fini après une nouvelle transformation, en particulier un chauffage à la température de transition vitreuse des fibres thermoplastiques, tel qu'un moulage à chaud de la bande intissée.

L'étape de dispersion iii) et l'étape de confection iv) du procédé de fabrication permettent, grâce à un flux d'air sec, de disperser les fibres 10 et de réaliser un matelas de fibres comportant les fibres 10, de l'air et le liant ou la matière liante.

L'étape de calandrage v) permet alors de réaliser le produit semi-fini de recyclage sous la forme d'un rouleau de bande intissée 14.

La couche intissée 14 a de préférence une épaisseur comprise entre 0,1mm et 0,6mm, et de préférence comprise entre 0,2mm et 0,4mm.

La couche intissée 14 peut être associée à un liant ou une matière liante, notamment un thermoplastique ou un thermodurcissable. Le liant thermoplastique peut, par exemple, être le poly(sulfure de phénylène) (PPS), le polyétherimides (PEI), le polyétheréthercétone (PEEK), le polycarbonate (PC), le polyéthersulfone (PESU) et/ou le polyphénylsulfone (PPSU).

Les fibres thermoplastiques ont, de préférence, une température de transition vitreuse ou de fusion supérieure à celle du liant.

La couche intissée 14 peut avoir une densité surfacique comprise entre 100g/m² et 1000g/m², en particulier entre 200g/m² et 600g/m².

La figure 3 comprend des vues schématiques illustrant plusieurs étapes du procédé de fabrication selon l'invention.

Plus particulièrement, la figure 3 illustre de manière très schématique les diverses étapes du procédé de fabrication de l'étape de réalisation a) à l'étape de compression d).

Les images 3a et 3b montre l'étape de réalisation a) du procédé de fabrication.

L'image 3b montre en outre l'étape de consolidation b), au cours de laquelle la plaque de fibres 18 est consolidée et obtenue à partir des chutes de fibres 10. La consolidation a, de préférence, lieu par chauffage de la couche intissée 14 au-delà de la température de transition vitreuse ou de fusion du liant.

Le taux de fibre massique de la plaque de fibres 18 est comprise entre 40% et 60%, notamment comprise entre 45% et 55%, en particulier de sensiblement 50%.

L'image 3c illustre l'étape de découpe c), en particulier une découpe de la plaque de fibres 18 et, éventuellement, une superposition de plusieurs plaques de fibres 18 ou plusieurs morceaux plaques de fibres découpés pour former l'empilement 20 en les assemblant ensemble.

L'image 3d illustre une étape intermédiaire de chauffage de la plaque de fibres 18 ou de l'empilement 20, afin de ramollir la plaque de fibres 18 ou l'empilement 20. un tel chauffage peut être réalisé à une température supérieure ou égale à la température vitreuse ou de fusion du liant. La plaque de fibres 18 ou l'empilement 20 peut être chauffé(e) par conduction par le moule 16. En variante, la plaque de fibres 18 ou l'empilement 20 peut être chauffé(e) par convection infra-rouge ou céramique.

L'image 3e illustre l'étape de compression d) consistant en une introduction de la plaque de fibres 18 ou de l'empilement 20 dans le moule 16, afin d'y subir une thermocompression.

De manière classique, le moule 16 comprend deux parties, respectivement une partie supérieure 16a et une partie inférieure 16b, entre lesquelles est disposé la plaque de fibres 18 ou l'empilement 20. La parties supérieure 16a et la partie inférieure, 16b comprennent des empreintes pour la formation du composant 12. La plaque de fibres 18 ou l'empilement 20 chauffé(e) et souple est embouti lors de la fermeture du moule 16. Par suite, La plaque de fibres 18 ou l'empilement 20 est reconsolidé(e) en une pièce en forme.

Le moule 16 peut être régulé en température, en particulier à une température inférieure à une température de solidification des matrices polymérique.

La figure 4 est une vue schématique en perspective du composant 12 pour un aménagement de l'habitacle d'un aéronef, fabriqué par le procédé de fabrication selon l'invention.

Plus particulièrement, comme cela est visible à la figure 4, le composant 12 a une forme non plane, notamment une forme complexe en trois dimensions.

Le moule 16 est, de préférence, configuré pour former au moins une épaisseur variable, une nervure, une rainure et/ou un trou dans le composant :

Dans un cas particulier, un insert peut être destiné à être fixé au composant 12. A cet effet, l'insert est préalablement positionné dans le moule 16, avant l'étape de consolidation b).

L'image 3f illustre une étape d'emboutissage ou d'estampage.

Optionnellement, le procédé de fabrication selon l'invention peut inclure une étape de surmoulage, au cours de laquelle le composant 12 est, au moins en partie, surmoulé.

L'étape de surmoulage peut être réalisée avec un polymère d'injection de même nature que le polymère utilisé en tant que liant ou matière liante de la plaque de fibres 18 ou de l'empilement 20.

L'étape de surmoulage peut être réalisée lors de l'étape de compression d) ou après l'étape de compression d).

La présente invention apporte plusieurs avantages parmi lesquels :

- une réduction des pertes de matière (notamment de fibres de carbone) durant le cycle de fabrication composite dans le domaine aéronautique,

- un recyclage de cette matière pour les composants d'aménagement intérieurs d'un aéronef, comme les sièges d'avion,
 - une réduction de la masse des composants d'aménagement intérieurs ainsi obtenus et, par conséquence, une réduction de l'empreinte carbone liée au transport aérien,
- 5 - etc.

REVENDICATIONS

1. Procédé de fabrication d'un composant (12), notamment pour un aménagement d'un habitacle d'aéronef, en particulier pour un siège d'un habitacle d'aéronef, comprenant au moins :
- 5 a) une étape de réalisation, au cours de laquelle au moins une couche intissée (14) comportant des chutes de fibres (10) imprégnées avec au moins un liant est réalisée ;
- b) une étape de consolidation, au cours de laquelle la couche intissée (14) est consolidée, de façon à obtenir au moins une plaque de fibres (18) ;
- 10 c) une étape de découpe, au cours de laquelle la plaque (18) est découpée ;
- et optionnellement, une étape de superposition, au cours de laquelle plusieurs plaques de fibres (18) découpées sont superposées et assemblées ensemble, de façon à former un empilement (20) ; et
- d) une étape de compression, au cours de laquelle la plaque de fibres (18) ou
- 15 l'empilement (20) est thermocomprimé(e) dans un moule (16), de façon à réaliser un composant (12) ayant une forme non plane.
2. Procédé de fabrication selon la revendication 1, dans lequel la plaque de fibres (18) ou l'empilement (20) est chauffé(e) par convection infra-rouge ou céramique.
- 20 3. Procédé de fabrication selon la revendication 1 ou 2, dans lequel la plaque de fibres (18) et/ou l'empilement (20) est chauffé(e) à une température supérieure ou égale à la température de transition vitreuse ou de fusion du liant.
- 25 4. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel le moule (16) est configuré pour former au moins une épaisseur variable, une nervure, une rainure et/ou un trou.
5. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes,
- 30 dans lequel le moule (16) est réglé à une température, en particulier à une température inférieure à une température de solidification du liant.

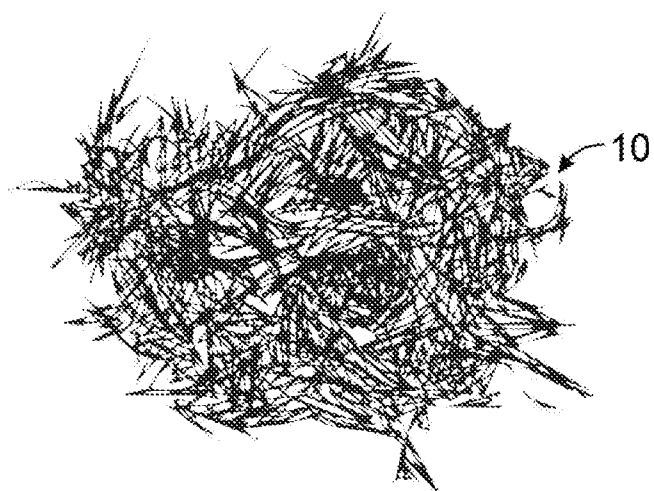
6. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel un insert destiné à être fixé au composant (14) est préalablement positionné dans le moule (16) avant l'étape de compression d).
- 5 7. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel le liant est du poly(sulfure de phénylène) (PPS), du polyétherimides (PEI), du polyétheréthercétone (PEEK), du polycarbonate (PC), du polyéthersulfone (PESU) et/ou du polyphénylsulfone (PPSU)
- 10 8. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel l'étape de compression d) comprend et/ou est suivie par une étape de surmoulage du composant (12).
- 15 9. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel les plaques de fibres (18) découpées et superposées sont assemblées par soudage, notamment ultrason, en particulier par point, les unes aux autres à l'étape de superposition, de façon à ce que l'empilement (20) soit monobloc.
- 20 10. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel lesdites chutes de fibres (10) ont une orientation aléatoire.
- 25 11. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel le composant est un composant de siège d'un habitacle d'aéronef.
12. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel la ou chaque plaque de fibres est découpée à plat à l'étape c) selon des formes correspondant à un développé du composant.
- 30 13. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel les plaques de fibres sont assemblées par soudure ultrason à l'étape c), notamment en plusieurs points, de façon à former un empilement d'épaisseur variable et/ou en développée du composant.

14. Procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes, dans lequel l'empilement est chauffé, embouti et consolidé dans le moule qui est régulé à une température inférieure à la température de solidification du liant.

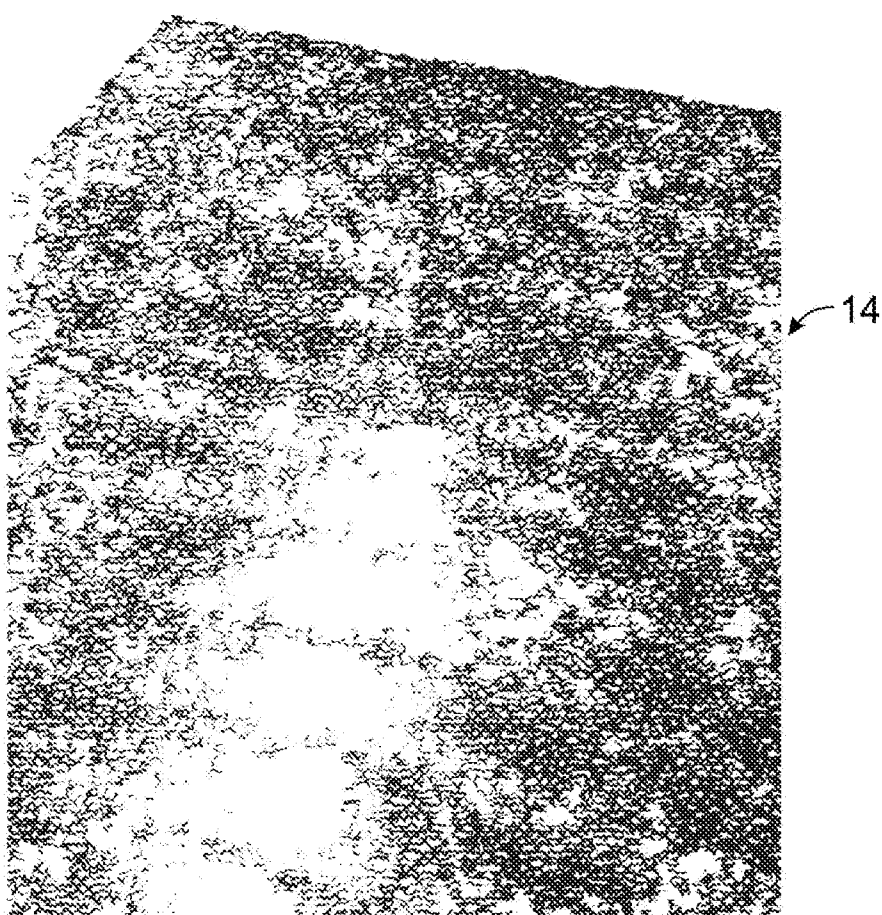
5 15. Composant (12), notamment pour un aménagement d'un habitacle d'aéronef, caractérisé en ce que le composant (12) est obtenu par un procédé de fabrication selon l'une quelconques des revendications précédentes.

10 16. Composant (12) selon la revendication précédente, dans lequel le composant est un composant de siège d'un habitacle d'aéronef.

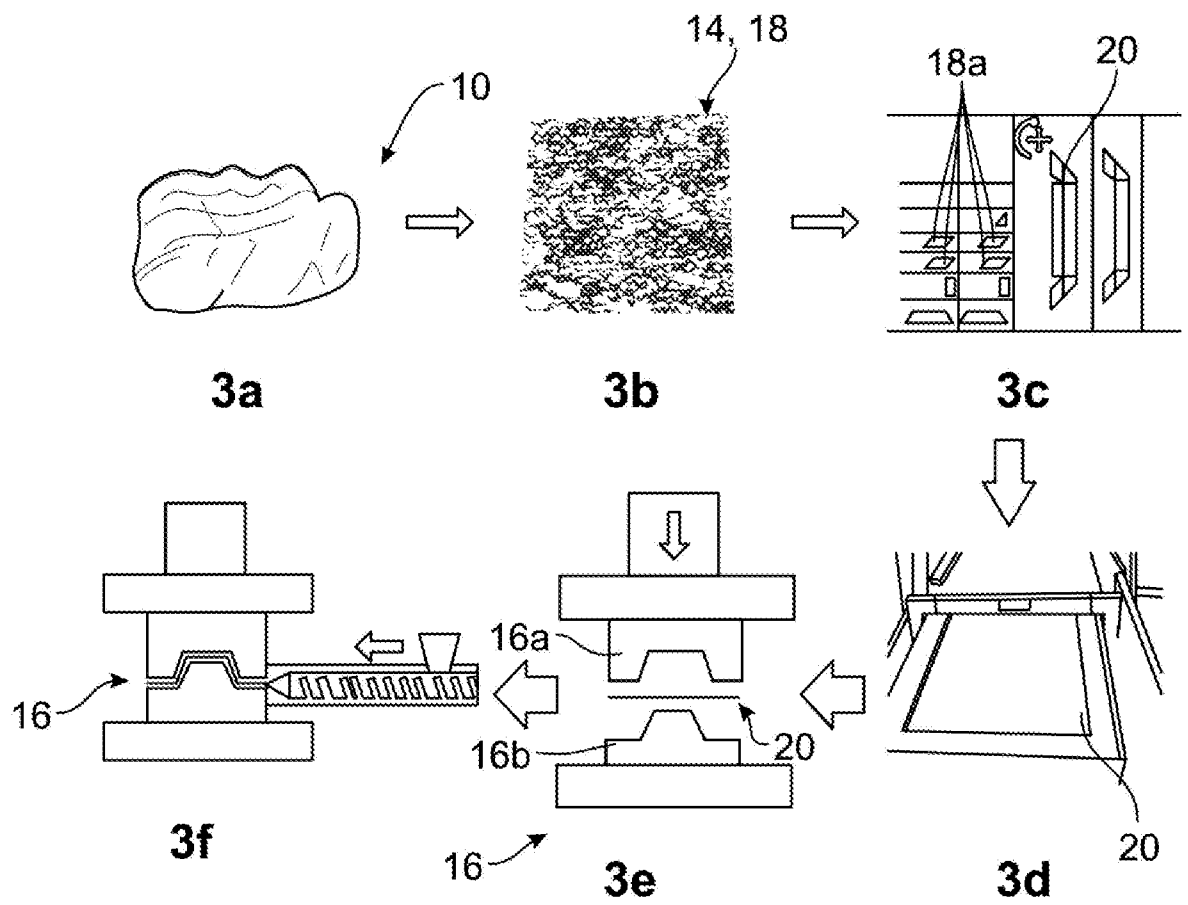
[Fig.1]



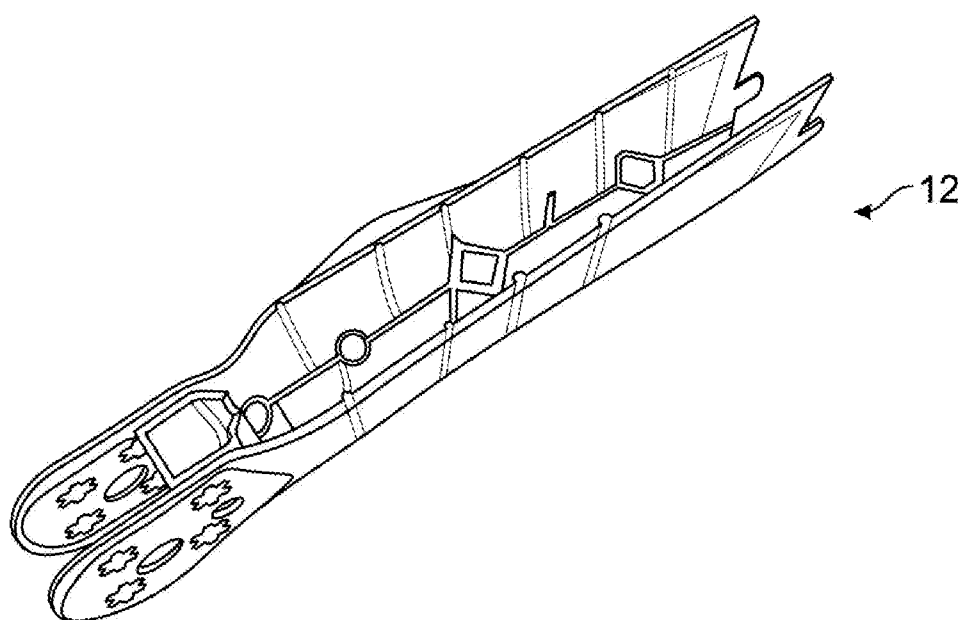
[Fig.2]



[Fig.3]



[Fig.4]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/FR2024/050763

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B29C 70/12(2006.01)i; **B29C 70/18**(2006.01)i; **B29C 70/46**(2006.01)i; **B29C 70/74**(2006.01)i; **B29B 17/00**(2006.01)i; **B29C 70/54**(2006.01)i; **B29B 17/04**(2006.01)i; **B29C 70/50**(2006.01)n; **B29C 70/86**(2006.01)n; **B29K 105/12**(2006.01)n; **B29K 105/26**(2006.01)n; **B29C 45/14**(2006.01)n; **B29C 65/08**(2006.01)n; **B29C 65/00**(2006.01)n; **B29K 105/08**(2006.01)n; **B29L 31/30**(2006.01)n; **B29L 31/00**(2006.01)n

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; B29K; B29B; B29L

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	DE 102010042349 A1 (BENTELER SGL GMBH & CO KG [DE]) 12 April 2012 (2012-04-12)	1,7,8,12,15
Y	paragraphs [0057] - [0061], [0065], [0071] - [0073], [0075], [0081] - [0082]; claims 1,4, 10,14,17	2-6,9-11,13,14
Y	EP 3643484 A1 (JOHNS MANVILLE [US]) 29 April 2020 (2020-04-29) paragraphs [0051], [0052], [0071], [0086]; claims 1,4; figures 8A-11	10
Y	JP S63125315 A (TOYOTA AUTO BODY CO LTD) 28 May 1988 (1988-05-28) paragraph [0001]; claim 1; figures 6,7	2-5,14
Y	US 2021129453 A1 (WANG PEI-CHUNG [US] ET AL) 06 May 2021 (2021-05-06) paragraphs [0035], [0043]; claims 1-5; figure 6	9,13
X	US 4948661 A (SMITH RAYNA W [US] ET AL) 14 August 1990 (1990-08-14)	15,16
Y	column 5, lines 19-25; claims 1,2,8	11
Y	US 2016053788 A1 (IWANO YOSHIHIRO [JP]) 25 February 2016 (2016-02-25) paragraph [0053]; figures 2-4	6



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

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

“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
“&” document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

26 September 2024

Date of mailing of the international search report

07 October 2024

Name and mailing address of the ISA/EP

**European Patent Office
p.b. 5818, Patentlaan 2, 2280 HV Rijswijk
Netherlands (Kingdom of the)**

Telephone No. (+31-70)340-2040

Facsimile No. (+31-70)340-3016

Authorized officer

Bibollet-Ruche, D

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/FR2024/050763

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
DE	102010042349	A1	12 April 2012	NONE			
EP	3643484	A1	29 April 2020	NONE			
JP	S63125315	A	28 May 1988	NONE			
US	2021129453	A1	06 May 2021	CN	112743218	A	04 May 2021
				DE	102020125861	A1	06 May 2021
				US	2021129453	A1	06 May 2021
US	4948661	A	14 August 1990	NONE			
US	2016053788	A1	25 February 2016	CN	105382986	A	09 March 2016
				EP	2987627	A1	24 February 2016
				JP	6222003	B2	01 November 2017
				JP	2016043578	A	04 April 2016
				KR	20160023580	A	03 March 2016
				US	2016053788	A1	25 February 2016

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE		
INV.	B29C70/12 B29C70/18 B29C70/46 B29C70/74 B29B17/00	
	B29C70/54 B29B17/04	
ADD.	B29C70/50 B29C70/86 B29K105/12 B29K105/26 B29C45/14	
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 B29K B29B B29L		
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	DE 10 2010 042349 A1 (BENTELER SGL GMBH & CO KG [DE]) 12 avril 2012 (2012-04-12)	1, 7, 8, 12, 15
Y	alinéas [0057] - [0061], [0065], [0071] - [0073], [0075], [0081] - [0082]; revendications 1, 4, 10, 14, 17 -----	2-6, 9-11, 13, 14
Y	EP 3 643 484 A1 (JOHNS MANVILLE [US]) 29 avril 2020 (2020-04-29) alinéas [0051], [0052], [0071], [0086]; revendications 1, 4; figures 8A-11 -----	10
Y	JP S63 125315 A (TOYOTA AUTO BODY CO LTD) 28 mai 1988 (1988-05-28) alinéa [0001]; revendication 1; figures 6, 7 ----- - / - -	2-5, 14
☒ 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		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
26 septembre 2024		07/10/2024
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 Bibollet-Ruche, D

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	US 2021/129453 A1 (WANG PEI-CHUNG [US] ET AL) 6 mai 2021 (2021-05-06) alinéas [0035], [0043]; revendications 1-5; figure 6 -----	9,13
X	US 4 948 661 A (SMITH RAYNA W [US] ET AL) 14 août 1990 (1990-08-14)	15,16
Y	colonne 5, lignes 19-25; revendications 1,2,8	11
Y	----- US 2016/053788 A1 (IWANO YOSHIHIRO [JP]) 25 février 2016 (2016-02-25) alinéa [0053]; figures 2-4 -----	6

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2024/050763

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
DE 102010042349 A1	12-04-2012	AUCUN	
EP 3643484 A1	29-04-2020	AUCUN	
JP S63125315 A	28-05-1988	AUCUN	
US 2021129453 A1	06-05-2021	CN 112743218 A DE 102020125861 A1 US 2021129453 A1	04-05-2021 06-05-2021 06-05-2021
US 4948661 A	14-08-1990	AUCUN	
US 2016053788 A1	25-02-2016	CN 105382986 A EP 2987627 A1 JP 6222003 B2 JP 2016043578 A KR 20160023580 A US 2016053788 A1	09-03-2016 24-02-2016 01-11-2017 04-04-2016 03-03-2016 25-02-2016