

12 DEMANDE DE BREVET D'INVENTION A1

22 Date de dépôt : 17.11.22.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 24.05.24 Bulletin 24/21.

56 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

60 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

71 Demandeur(s) : SAFRAN Société Anonyme — FR.

72 Inventeur(s) : ALGLAVE Hugues Laurent, LANFANT
Nicolas Pierre et BEN SALEM Naoufel.

73 Titulaire(s) : SAFRAN Société Anonyme.

74 Mandataire(s) : Cabinet CAMUS LEBKIRI.

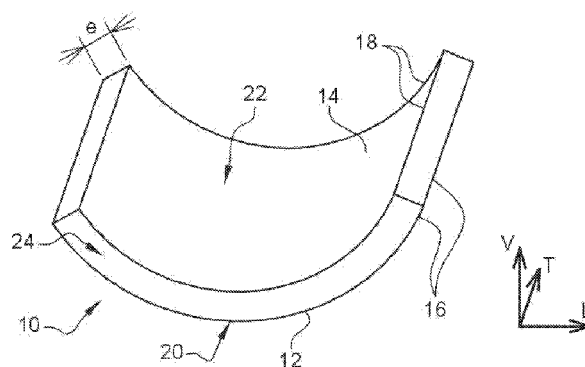
54 PIECE EN MATERIAU COMPOSITE ET SON PROCEDE DE FABRICATION.

57 PIECE EN MATERIAU COMPOSITE ET SON PRO-
CEDE DE FABRICATION

Un premier aspect de l'invention concerne une pièce en
matériau composite (10) comportant une âme (24) interne et
au moins une peau (20, 22) externe en appui contre l'âme
(24). L'âme (24) est réalisée dans un composite en résine
polyétherimide et chaque peau (20, 22) comprend une rési-
sine de la famille des polyaryléthercétone.

Un deuxième aspect de l'invention concerne un procédé
de fabrication d'une pièce en matériau composite (10) selon
l'invention.

Figure à publier avec l'abrégié : Figure 1



Description

Titre de l'invention : PIECE EN MATERIAU COMPOSITE ET SON PROCEDE DE FABRICATION

DOMAINE TECHNIQUE DE L'INVENTION

[0001] La présente invention se rapporte au domaine des matériaux composites et particulièrement des matériaux composites thermoplastiques utilisés dans l'aéronautique.

[0002] La présente invention concerne plus particulièrement une pièce en matériau composite associant différentes résines et un procédé de fabrication de la pièce.

ARRIERE-PLAN TECHNOLOGIQUE DE L'INVENTION

[0003] Un matériau composite désigne un assemblage formé de plusieurs composants dont leur association confère à l'ensemble des propriétés particulières. Les matériaux composites sont couramment utilisés dans le domaine de l'aéronautique pour leur légèreté, permettant de construire des avions dont le poids est réduit et qui par conséquent ont une consommation de carburant moins importante.

[0004] La réalisation d'un matériau composite nécessite l'association d'au moins deux matériaux non miscibles dont une matrice et un renfort. La matrice constitue la base du matériau composite et se présente généralement sous la forme d'une résine et le renfort représente l'armature du nouveau matériau qui est dispersée dans le matériau composite sous forme de particules ou de fibres. En fonction de leur taille, les fibres peuvent être qualifiées de courtes (entre 0,1 et 1 mm), longues (entre 1 et 50 mm) ou continues (supérieure à 50 mm).

[0005] Les matériaux composites de type thermoplastique ou thermodurcissable comportent une matrice appartenant à la grande famille des matrices organiques appelées aussi des matrices polymères. Dans le domaine de l'industrie aéronautique, les pièces en matériau composite thermoplastique utilisent généralement des résines de type polyaryléthercétone (PAEK) ou de type polyétherimides (PEI) pour répondre à des spécifications en termes de tenue en température et/ou de résistance à des agents chimiques agressifs tel que des produits de nettoyage ou de dégivrage.

[0006] Les polyaryléthercétone (PAEK) sont une famille de polymères à propriétés thermomécaniques élevées, même à haute température, comprenant notamment : le polyéthercétone (PEK), le polyétheréthercétone (PEEK), le polyétheréthercétonecétone (PEEKK), le polyéthercétonecétone (PEKK), le polyéthercétoneéthercétonecétone (PEKEKK). Les polyétherimides (PEI) appartiennent à la famille des polyimides thermoplastiques.

[0007] Les résines PAEK sont de nature semi-cristalline, c'est-à-dire qu'elles possèdent des zones cristallines et des zones amorphes. La présence de zones cristallines confèrent au

résines PAEK de très bonnes propriétés en termes de résistance aux agents chimiques. Elles ont une température de transition vitreuse TG de l'ordre de 140°C à 160°C. Ces résines sont généralement utilisées pour une température de fonctionnement en continu inférieure à leur température de transition vitreuse afin d'éviter l'apparition de problèmes tels que le fluage ou encore l'abatement des propriétés mécaniques des résines PAEK. Par conséquent, la température de fonctionnement des résines PAEK est de préférence comprise entre 120°C et 140°C au maximum, cette plage de température est cependant très inférieure à la température de fusion du matériau qui est de l'ordre de 320°C à 330°C. Par conséquent, le matériau conserve un comportement rigide jusqu'à une température s'élevant à 250°C.

[0008] Les résines PEI sont de nature amorphe, c'est-à-dire qu'elles ne présentent aucune structure atomique ordonnée, à moyenne et longue distance. Elles ont une température de transition vitreuse TG de l'ordre de 190°C à 210°C, au-delà de cette plage de températures le matériau atteint un état dit fondu. Ces résines sont qualifiables pour une température de fonctionnement en continu comprise entre 170°C et 190°C.

[0009] Les résines PAEK et PEI ont donc des champs d'application différents, la résine PAEK a une très bonne résistance aux agents chimiques ainsi qu'une résistance au feu très avantageuse mais une température de fonctionnement en continu peu élevée alors que la résine PEI a une tenue en température très élevée mais une résistance aux agents chimiques limitée.

Résumé de l'invention

[0010] L'invention propose une pièce en matériau composite à résines PAEK et PEI présentant des propriétés cumulant les avantages des deux résines.

[0011] Un premier aspect de l'invention concerne une pièce en matériau composite comportant une âme interne, et au moins une peau externe en appui contre l'âme. L'âme est réalisée dans un matériau composite en résine polyétherimide (PEI) et chaque peau comprend une résine de la famille des polyaryléthercétone (PAEK).

[0012] L'invention propose une pièce en matériau composite issue de l'association d'un matériau composite en résine polyétherimide (PEI) et d'un composant comprenant une résine de la famille des polyaryléthercétone (PAEK) présentant les propriétés avantageuses de chacune des résines PEI et PAEK en termes de température d'exploitation, de résistance chimique, de résistance au feu et de comportement mécanique. La pièce en matériau composite selon l'invention est apte à fonctionner en continu à une température de l'ordre de 180 °C - 190 °C grâce à la résine PEI de l'âme et dans un milieu exposé aux agents chimiques aéronautiques agressifs grâce à la résine PAEK de la peau. Plus particulièrement, dans le cas d'une pièce en matériau composite partiellement exposée aux agents chimiques, la face exposée comporte une peau en résine

PAEK et la face dont le risque d'exposition aux agents chimiques est faible peut être dépourvue de peau en résine PAEK. De plus, la présence de résine PAEK confère à la pièce en matériau composite une résistance au feu avantageuse.

- [0013] Selon un mode de réalisation particulier, la pièce en matériau composite comporte une première et une deuxième peaux externes agencées de part et d'autre de l'âme.
- [0014] Selon une première variante, chaque peau recouvre totalement l'âme. Dans ce cas, les propriétés de la pièce en matériau composite sont homogènes de sorte que la totalité de la pièce en matériau composite présente à la fois une bonne résistance aux agents chimiques et une bonne résistance au feu, qui sont des caractéristiques propres à la résine PAEK.
- [0015] Selon une deuxième variante, chaque peau recouvre partiellement l'âme. Dans ce cas, les propriétés de la pièce en matériau composite ne sont pas les mêmes dans les zones revêtues de peau comprenant une résine PAEK et dans les zones dépourvues de peau comprenant une résine PAEK. Plus particulièrement, seules les zones d'une pièce en matériau composite exposées aux agents chimiques comportent une peau en résine PAEK.
- [0016] Avantageusement, l'âme comprend des fibres de verre ou de carbone permettant de renforcer structurellement l'âme de la pièce en matériau composite.
- [0017] Préférentiellement, chaque peau comprend des fibres, de préférence des fibres de verre, permettant d'améliorer la résistance au feu de la peau de la pièce en matériau composite.
- [0018] Avantageusement, la pièce en matériau composite comporte des bords périphériques surmoulés par un composant comprenant une résine de la famille des polyaryléthercétone permettant d'améliorer à la fois la résistance aux agressions chimiques et la résistance au feu de la pièce en matériau composite et d'augmenter sa durabilité.
- [0019] Un deuxième aspect de l'invention concerne un procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite selon l'invention.
- [0020] Selon un premier exemple de procédé de fabrication, la pièce en matériau composite est réalisée par thermocompression ou par estampage.
- [0021] Selon un deuxième exemple de procédé de fabrication, la pièce en matériau composite est réalisée par co-injection.
- [0022] Selon un troisième exemple de procédé de fabrication, la pièce en matériau composite est réalisée par surmoulage.
- [0023] Selon un quatrième exemple de procédé de fabrication, la pièce en matériau composite est réalisée par placement de fibres automatisé.
- [0024] L'invention et ses différentes applications seront mieux comprises à la lecture de la description qui suit et à l'examen des figures qui l'accompagnent.

BREVE DESCRIPTION DES FIGURES

[0025] D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront à la lecture de la description qui suit, illustrée par les figures dans lesquelles :

- La [Fig.1] est une vue schématique en perspective d'une pièce en matériau composite selon l'invention ;
- La [Fig.2] est une vue schématique en perspective d'une pièce en matériau composite selon une variante de réalisation de l'invention ;
- La [Fig.3A] est une représentation schématique d'une étape de fabrication d'un flan consolidé par empilement du procédé de fabrication par thermocompression ou par estampage de la pièce en matériau composite selon l'invention ;
- La [Fig.3B] est une représentation schématique d'un flan consolidé issu de l'étape de fabrication de la [Fig.3A] ;
- La [Fig.3C] est une représentation schématique de la thermocompression du flan consolidé de la [Fig.3B] du procédé de fabrication de la [Fig.3A] ;
- La [Fig.3D] est une représentation schématique de l'estampage du flan consolidé de la [Fig.3B] du procédé de fabrication de la [Fig.3A] ;
- La [Fig.4] est une représentation schématique du procédé de fabrication par co-injection de la pièce en matériau composite selon l'invention ;
- La [Fig.5A] est une représentation schématique d'une étape de dépôt d'un premier groupe de couches de filaments du procédé de fabrication par placement de fibres automatisé de la pièce en matériau composite selon l'invention ;
- La [Fig.5B] est une représentation schématique d'une étape de dépôt d'un deuxième groupe de couches de filaments du procédé de fabrication de la [Fig.5A] ;
- La [Fig.5C] est une représentation schématique d'une étape de dépôt d'un troisième groupe de couches de filaments du procédé de fabrication de la [Fig.5A].

DESCRIPTION DETAILLEE

[0026] Un exemple de réalisation d'une pièce en matériau composite selon l'invention est décrit en détail ci-après, en référence aux dessins annexés. Cet exemple illustre les caractéristiques et avantages de l'invention.

[0027] Sauf précision contraire, un même élément apparaissant sur des figures différentes présente une référence unique.

[0028] Pour la compréhension de l'invention, on adoptera les orientations verticale, longitudinale et transversale selon le repère V, L, T indiqué aux figures dont les axes lon-

gitudinal L et transversal T s'étendent dans un plan horizontal. L'axe vertical V s'étend selon l'épaisseur de la pièce en matériau composite, l'axe longitudinal L s'étend selon la longueur de la pièce et l'axe transversal T s'étend selon la largeur de la pièce en matériau composite.

[0029] La [Fig.1] représente une pièce en matériau composite 10 selon certains modes de réalisation l'invention comprenant :

- une face inférieure 12 délimitée par des bords périphériques inférieurs 16 et comportant une première peau 20 de la pièce en matériau composite 10,
- une face supérieure 14 délimitée par des bords périphériques supérieurs 18 et comportant une deuxième peau 22 de la pièce en matériau composite 10, et
- une âme 24 agencée entre les première et deuxième peaux 20, 22.

[0030] L'association de ces trois éléments forment l'épaisseur e de la pièce en matériau composite 10 selon la direction verticale V.

[0031] La pièce en matériau composite 10 telle que représentée à la [Fig.1] est à structure sandwich, c'est-à-dire fabriquée par assemblage d'une première et d'une deuxième peaux 20, 22 externes minces et rigides à une âme 24 interne légère et plus épaisse.

[0032] Selon un mode de réalisation particulier non représenté, la pièce en matériau composite 10 comprend une seule et unique peau 20, 22, c'est-à-dire la première peau 20 ou bien la deuxième peau 22 agencée sur l'une des faces inférieure 12 ou supérieure 14 de la pièce en matériau composite 10. La peau 20, 22 est réalisée dans un matériau comprenant une résine PAEK et est en appui contre l'âme 24. Dans le cas d'une pièce en matériau composite 10 partiellement exposée aux agents chimiques, seule la face 12, 14 exposée comporte une peau 20, 22 en résine PAEK et l'autre face 12, 14 dont le risque d'exposition aux agents chimiques est faible est dépourvue de peau 20, 22.

[0033] Dans le mode de réalisation illustré [Fig.1], les première et deuxième peaux 20, 22 recouvrent totalement l'âme 24. L'âme 24 est liée aux première et deuxième peaux 20, 22 par exemple par collage au moyen des propriétés adhésives intrinsèques des première et deuxième peaux 20, 22 ou au moyen d'un adhésif. Selon un autre exemple, l'âme 24 est liée aux première et deuxième peaux 20, 22 par soudage. Lors de la liaison de l'âme 24 avec les première et deuxième peaux 20, 22, grâce à la compatibilité entre les résines PAEK et PEI, les deux résines se mélangent partiellement par diffusion de manière à obtenir une bonne adhésion entre elles.

[0034] L'âme 24 est réalisée dans un matériau composite comprenant une matrice PEI et un renfort fibreux tels que des fibres de verre ou de carbone. La présence de résine PEI dans l'âme 24 permet à la pièce en matériau composite 10 de fonctionner en continu à une température maximum de l'ordre de 170 °C à 190 °C. Par conséquent, à la température de fonctionnement maximale, l'âme 24 représente la partie de la pièce en matériau composite 10 qui supporte les efforts auxquels la pièce en matériau composite

10 est soumise.

- [0035] Les première et deuxième peaux 20, 22 sont réalisés dans un matériau comprenant une résine PAEK. La présence de résine PAEK dans les première et deuxième peaux 20, 22 permet d'améliorer la résistance aux agents chimiques de la pièce en matériau composite 10. De plus, au-delà de la température de transition vitreuse de la résine PAEK comprise entre 140 °C et 160 °C, les première et deuxième peaux 20, 22 présentent un comportement mécanique viscoélastique améliorant le comportement aux chocs de la pièce en matériau composite 10.
- [0036] Selon une première variante, chacune des première et deuxième peaux 20, 22 est réalisée dans un matériau composite comprenant une matrice en résine PAEK et un renfort fibreux de préférence en fibres de verre. La présence de fibres de verre dans les première et deuxième peaux 20, 20 permet d'améliorer la tenue au feu de la pièce en matériau composite 10.
- [0037] Selon une deuxième variante, chacune des première et deuxième peaux 20, 22 est réalisée dans un matériau comprenant une résine PAEK mais ne comprend aucun renfort fibreux. Les première et deuxième peaux 20, 22 sont alors réduites à une fonction de protection contre les agents chimiques.
- [0038] Selon une variante, l'âme 24 et les première et deuxième peaux 20, 22 comprennent des renforts fibreux de nature et architecture différentes afin d'obtenir des combinaisons particulières avantageuses pour améliorer distinctement les propriétés mécaniques des première et deuxième peaux 20, 22 et de l'âme 24. Par exemple, l'augmentation de la souplesse des première et deuxième peaux 20, 22 améliore leur résistance aux déformations de surface et l'augmentation de la rigidité de l'âme 24 améliore sa résistance mécanique.
- [0039] Selon une variante de la pièce en matériau composite 10 illustrée à la [Fig.2], au moins l'un des bords périphériques inférieurs et supérieurs 16, 18 de la pièce en matériau composite 10 comprend un traitement complémentaire spécifique pour améliorer la protection de la pièce en matériau composite 10. Les bords périphériques 16, 18 de la pièce en matériau composite 10 sont surmoulés avec un composant comprenant une résine PAEK. Préférentiellement, le composant utilisé pour le surmoulage des bords périphériques 16, 18 est un matériau composite en résine PAEK à fibres courtes.
- [0040] Selon une variante non représentée de la pièce en matériau composite 10, chaque peau 20, 22 est réalisée dans un matériau comprenant une résine PAEK et recouvre partiellement l'âme 24 en résine PEI.
- [0041] Les procédés de fabrication possibles pour réaliser ce type de pièces en matériau composite 10 sont nombreux, quelques exemples sont représentés aux figures 3A à 5C.
- [0042] Un premier exemple est le procédé de fabrication par thermocompression ou par

estampage représenté aux figures 3A à 3D. Ce type de procédé requiert l'utilisation d'une presse chauffante 38 pour la thermocompression et d'un four infrarouge (non représenté), d'un dispositif poinçon-matrice 37 comprenant un support 42 et d'un outillage d'emboutissage 44 pour l'estampage. La presse chauffante 38 comprend une partie mobile 39 supérieure et une partie fixe 40 inférieure, la partie mobile 39 est mobile en translation entre une position ouverte et une position fermée la presse chauffante 38. L'outillage d'emboutissage 44 est équipé d'une partie mobile 46 supérieure, appelée poinçon, présentant différentes formes en fonction de la géométrie de la pièce en matériau composite 10 souhaitée et d'une partie fixe 48 inférieure, appelée matrice. La partie mobile 46 de l'outillage d'emboutissage 44 est mobile en translation entre une position de repos selon laquelle la partie mobile 46 est éloignée de la partie fixe 48 et une position d'estampage selon laquelle la partie mobile 46 est rapprochée de la partie fixe 48.

[0043] Le procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite 10 selon l'invention par thermocompression ou par estampage comprend les étapes successives suivantes :

- fabrication d'un flan consolidé 41 de la pièce en matériau composite 10 par empilement, et
- thermocompression du flan consolidé 41 sous la presse chauffante 38 , ou estampage du flan consolidé 41 au moyen du dispositif poinçon-matrice 37.

[0044] L'étape de fabrication d'un flan consolidé 41 de la pièce en matériau composite 10 comprenant une première et une deuxième peaux 20, 22, tel qu'illustré à la [Fig.3A], comprend les sous étapes suivantes :

- formation d'un premier groupe de plis 30 réalisés dans un matériau pré-imprégné comprenant une résine PAEK de manière à former la première peau 20 de la pièce en matériau composite 10,
- formation d'un deuxième groupe de plis 32 réalisés dans un matériau pré-imprégné comprenant une résine PEI de manière à former l'âme 24 de la pièce en matériau composite 10,
- formation d'un troisième groupe de plis 34 réalisés dans un matériau pré-imprégné comprenant une résine PAEK de manière à former la deuxième peau 22 de la pièce en matériau composite 10, et
- empilement des premier, deuxième et troisième groupes de plis 30, 32, 34 de manière à former un flan consolidé 41.

[0045] Dans le cas d'une pièce en matériau composite 10 comprenant une seule et unique peau 20, 22, l'étape de fabrication du flan consolidé 41 comprend les sous-étapes suivantes :

- formation d'un premier groupe de plis 30,
- formation d'un deuxième groupe de plis 32, et

- empilage des premier et deuxième groupes de plis 30, 32 de manière à former un flan consolidé 41.
- [0046] L'étape de thermocompression du flan consolidé 41 illustrée à la [Fig.3B] comprend les sous étapes suivantes :
- mise en position ouverte de la presse chauffante 38,
 - positionnement du flan consolidé 41 dans la partie fixe 40 de la presse chauffante 38, et
 - translation de la partie mobile 39 de la presse chauffante 38 vers la partie fixe 40 jusqu'à la position fermée de la presse chauffante 38 de manière à compacter le flan consolidé 41 et former la pièce en matériau composite 10.
- [0047] L'étape de thermocompression est réalisée par chauffage de l'empilement 36 par la presse chauffante 38 jusqu'à qu'il soit malléable, l'empilement 36 malléable est ensuite déposé dans la partie fixe 48 de l'outillage d'emboutissage 44.
- [0048] Préférentiellement, les matériaux pré-imprégnés utilisés pour la thermocompression sont des matériaux composites en résine à fibres continues ou discontinues, par exemple à fibres longues discontinues appelées Discontinuous Long-Fiber (DLF) en terminologie anglosaxonne.
- [0049] L'étape d'estampage du flan consolidé 41 tel qu'illustré à la [Fig.3D] comprend les sous étapes suivantes :
- chauffage du flan consolidé 41 par le four infrarouge,
 - mise en position de repos de l'outillage d'emboutissage 44,
 - transfert du flan consolidé 41 chaud du four infrarouge vers l'outillage d'emboutissage 44,
 - fixation du flan consolidé 41 au support 42 agencé entre la partie mobile 46 et la partie fixe 48 de l'outillage d'emboutissage 44, et
 - translation de la partie mobile 46 de l'outillage d'emboutissage 44 vers la partie fixe 48 jusqu'à la position d'estampage de l'outillage d'emboutissage 44, de manière à modifier la forme du flan consolidé 41 et former la pièce en matériau composite 10.
- [0050] La sous-étape de chauffage du flan consolidé 41 de l'étape d'estampage est réalisé à une température voisine ou supérieure à la température de fusion des matrices, c'est-à-dire des résines PAEK et PEI. Par exemple, lors de la sous-étape de chauffage, le flan consolidé 41 est chauffé jusqu'à une température comprise environ entre 320°C et 350°C.
- [0051] Préférentiellement, les matériaux pré-imprégnés utilisés pour l'estampage sont des matériaux composites en résine à fibres continues.
- [0052] Un deuxième exemple est le procédé de fabrication par co-injection représenté à la [Fig.4]. Ce procédé requiert l'utilisation d'une presse à injecter 50 et d'un moule à

injection 66 régulé thermiquement. La presse à injecter 50 comprend une première et une deuxième unités d'injection 52, 54 chacune reliée respectivement à un premier et un deuxième canal d'alimentation 56, 58.

[0053] Le moule à injection 66 comprend :

- une partie mobile 68 entre une position ouverte et fermée du moule à injection 66, et
- une partie fixe 70 comportant :
 - une première et une deuxième entrée 60, 62 des premier et deuxième canaux d'alimentation 56, 58,
 - une cavité 72 agencée à l'intérieur de la partie fixe 70 prévue pour recevoir les matériaux injecter et former la pièce en matériau composite 10, et
 - un point d'injection 64 unique correspondant à la jonction des premier et deuxième canaux d'alimentation 56, 58.

[0054] Le procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite 10 selon l'invention par co-injection comprend les étapes successives suivantes :

- injection d'un matériau comprenant une résine PAEK selon les sous-étapes suivantes :
 - injection du matériau comprenant une résine PAEK à partir de la première unité d'injection 52 de la presse à injecter 50 par un premier canal d'alimentation 56,
 - passage du matériau comprenant une résine PAEK par la première entrée 60 jusqu'au point d'injection 64, et
 - injection d'un premier volume du matériau comprenant une résine PAEK dans la cavité 72 du moule à injection 66 de manière à remplir partiellement la cavité 72 du moule d'injection 66, ce premier volume étant prédéfini de manière à assurer la formation des première et deuxième peaux 20, 22 de la pièce en matériau composite 10 ;
- Injection d'un matériau composite en résine PEI selon les sous-étapes suivantes :
 - injection du matériau en résine PEI à partir de la deuxième unité d'injection 54 de la presse à injecter 50 par un deuxième canal d'alimentation 58,
 - passage du matériau en résine PEI par la deuxième entrée 62 jusqu'au point d'injection 64, et
 - injection d'un deuxième volume du matériau en résine PEI dans la cavité 72 du moule à injection 66 partiellement remplie par le

matériau comprenant une résine PAEK, ce deuxième volume étant prédéfini pour compléter le remplissage de la cavité 72 du moule d'injection 66, l'injection du matériau en résine PEI repousse le matériau comprenant une résine PAEK contre les parois de la cavité 72, par effet découlement forcé sous pression.

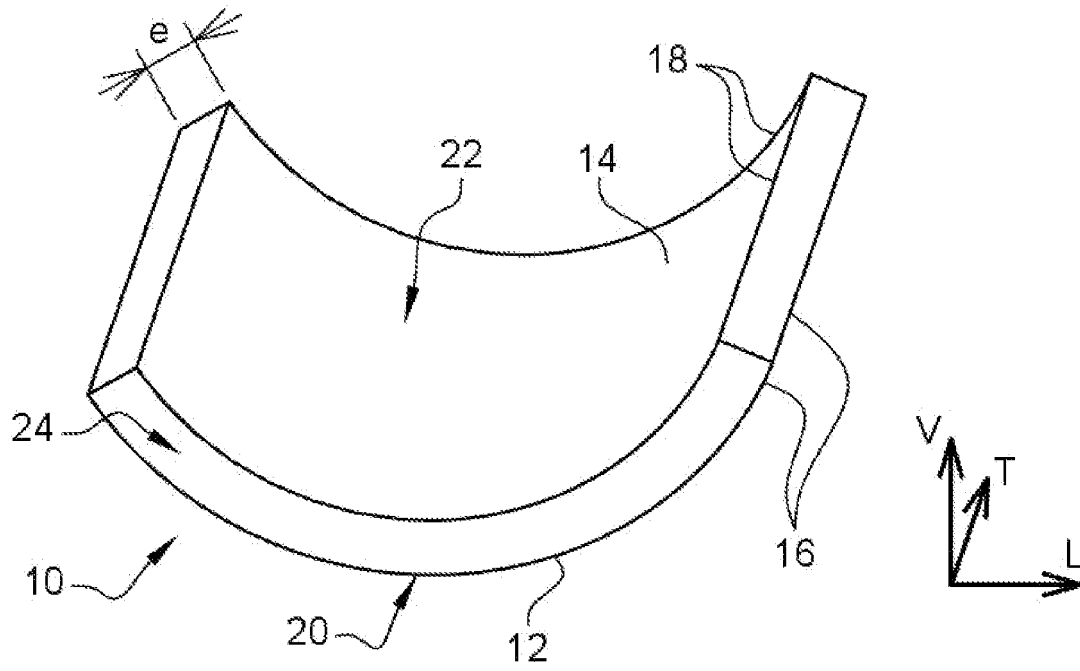
- [0055] Pour les étapes d'injection du procédé de fabrication par co-injection, le ratio premier volume du matériau comprenant une résine PAEK / deuxième volume du matériau en résine PEI définit l'épaisseur de la peau 20 de la pièce en matériau composite 10. Plus particulièrement, l'évolution de la valeur de l'épaisseur de la peau 20 est proportionnelle à l'évolution de la valeur du premier volume.
- [0056] Préférentiellement, les matériaux injectés sont des matériaux composites à fibres courtes.
- [0057] Un troisième exemple est le procédé de fabrication par injection surmoulage, non représenté. Ce procédé comprend les étapes successives suivantes :
- fabrication de l'âme 24 de la pièce en matériau composite 10 réalisée dans un matériau composite en résine PEI,
 - positionnement de l'âme 24 ainsi fabriquée dans un moule à injection 66, et
 - surmoulage de l'âme 24 par injection d'un matériau comprenant une résine PAEK de manière à former les première et deuxième peaux 20, 22 de la pièce en matériau composite 10.
- [0058] L'étape de fabrication de l'âme 24 est réalisée par tout moyen adapté et l'étape de surmoulage de l'âme 24 par injection peut être décomposée en plusieurs sous étapes. Préférentiellement, le matériau comprenant une résine PAEK est un matériau composite à fibres courtes et le matériau composite en résine PEI est à fibres continues ou fibres courtes.
- [0059] Un quatrième exemple est le procédé de fabrication par placement de fibres automatisé (AFP) représenté aux figures 5A à 5C. Ce procédé requiert l'utilisation d'un outillage 74 présentant une forme correspondant à la forme recherchée et d'une tête de dépôt 76 d'un filament 78 préchauffé.
- [0060] Le procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite 10 selon l'invention par placement de fibres automatisé comprend les étapes successives suivantes :
- dépôt d'un premier groupe de couches 80 de filaments 78 (ou rubans) réalisés dans un matériau pré-imprégné comprenant une résine PAEK, dans l'outillage 74, de manière à former la première peau 20 de la pièce en matériau composite 10, tel que représenté à la [Fig.5A],
 - dépôt d'un deuxième groupe de couches 82 de filaments 78 réalisés dans un matériau pré-imprégné comprenant une résine PEI, sur le premier groupe de couches 80, de manière à former l'âme 24 de la pièce en matériau composite

- 10, tel que représenté à la [Fig.5B], et
- dépôt d'un troisième groupe de couches 84 de filaments 78 réalisés dans un matériau pré-imprégné comprenant une résine PAEK, sur le deuxième groupe de couches 82, de manière à former la deuxième peau 22 de la pièce en matériau composite 10, tel que représenté à la [Fig.5C].
- [0061] Préférentiellement, les matériaux utilisés pour la réalisation des filaments 78 sont des matériaux composites en résine à fibres continues.
- [0062] Le procédé de fabrication par placement de fibres automatisé est transposable à la technologie de fabrication additive, appelée aussi impression trois dimensions (3D) constituant un quatrième exemple de procédé, non représenté. Ce procédé requiert l'utilisation d'une imprimante 3D. La technologie de fabrication additive utilisée est le dépôt de filament fondu ou fused filament fabrication (FFF) ou encore fused deposition molding (FDM) en terminologie anglosaxonne. Cette technologie consiste à déposer des filaments fondus de matière par une tête d'impression de l'imprimante 3D, les filaments sont déposés en couches successives puis refroidissent de manière à former la pièce en matériau composite 10.
- [0063] Préférentiellement, les matériaux utilisés pour la réalisation des filaments sont des matériaux composites en résine chargés ou non de fibres ou à fibres continues.
- [0064] La pièce en matériau composite 10 selon l'invention présente à la fois une bonne tenue en température grâce à la présence de résine PEI dans l'âme 24 et à la fois une bonne résistance aux agents chimiques agressifs et au feu grâce à la présence de résine PAEK dans les première et deuxième peaux 20, 22.

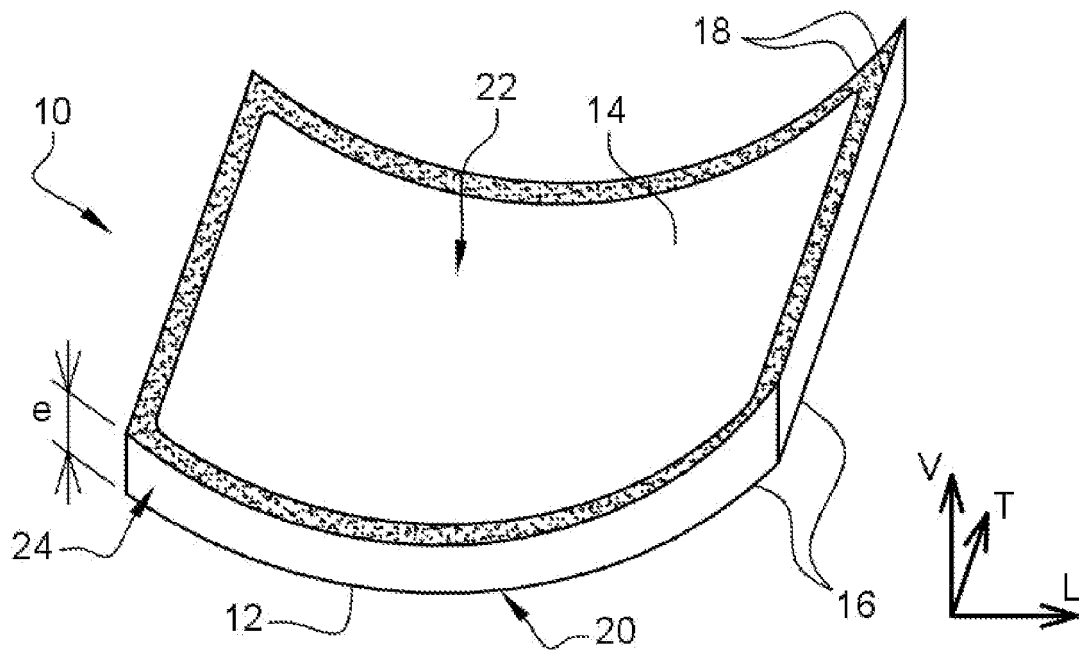
Revendications

- [Revendication 1] Pièce en matériau composite (10) comportant une âme (24) interne et au moins une peau (20, 22) externe en appui contre l'âme (24), caractérisée en ce que l'âme (24) est réalisée dans un composite en résine poly-étherimide et chaque peau (20, 22) comprend une résine de la famille des polyaryléthercétone.
- [Revendication 2] Pièce en matériau composite (10) selon la revendication 1, caractérisée en ce qu'elle comporte une première et une deuxième peaux (20, 22) externes agencées de part et d'autre de l'âme (24).
- [Revendication 3] Pièce en matériau composite (10) selon la revendication 1 ou 2, caractérisée en ce que chaque peau (20, 22) recouvre totalement l'âme (24).
- [Revendication 4] Pièce en matériau composite (10) selon la revendication 1 ou 2, caractérisée en ce que chaque peau (20, 22) recouvre partiellement l'âme (24).
- [Revendication 5] Pièce en matériau composite (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que l'âme (24) comprend des fibres de verre ou de carbone.
- [Revendication 6] Pièce en matériau composite (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que chaque peau (20, 22) comprend des fibres, de préférence des fibres de verre.
- [Revendication 7] Pièce en matériau composite (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce qu'elle comporte des bords périphériques (16,18) surmoulés par un composant comprenant une résine de la famille des polyaryléthercétone (18).
- [Revendication 8] Procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'elle est réalisée par thermocompression ou par estampage.
- [Revendication 9] Procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce qu'elle est réalisée par co-injection.
- [Revendication 10] Procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce qu'elle est réalisée par surmoulage.
- [Revendication 11] Procédé de fabrication d'une pièce en matériau composite (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce qu'elle est réalisée par placement de fibres automatisé.

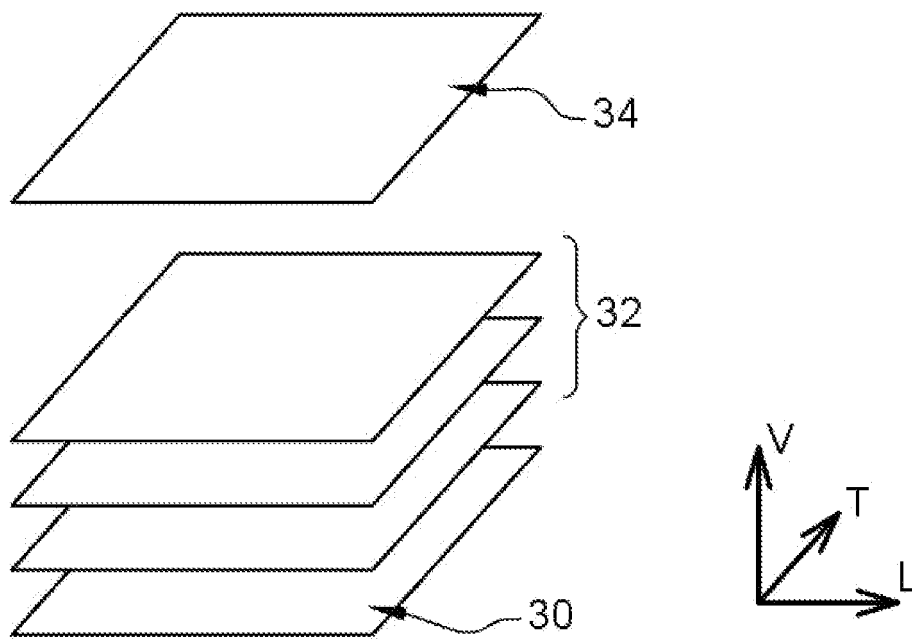
[Fig. 1]



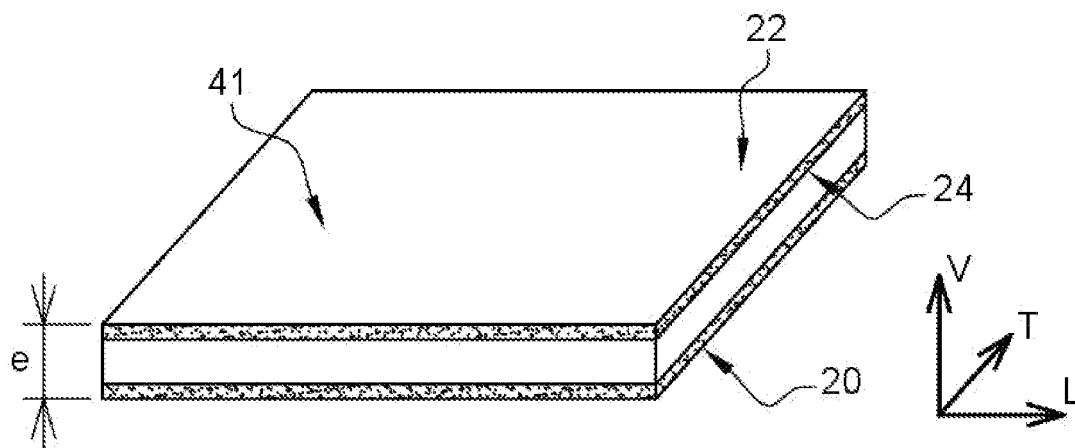
[Fig. 2]



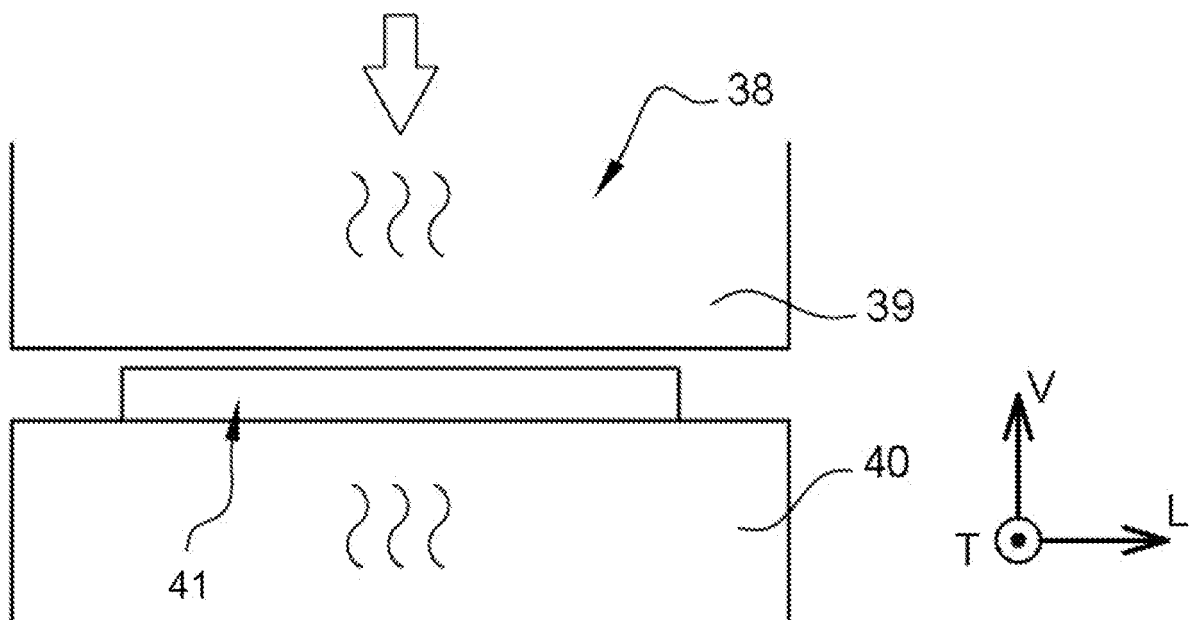
[Fig. 3A]



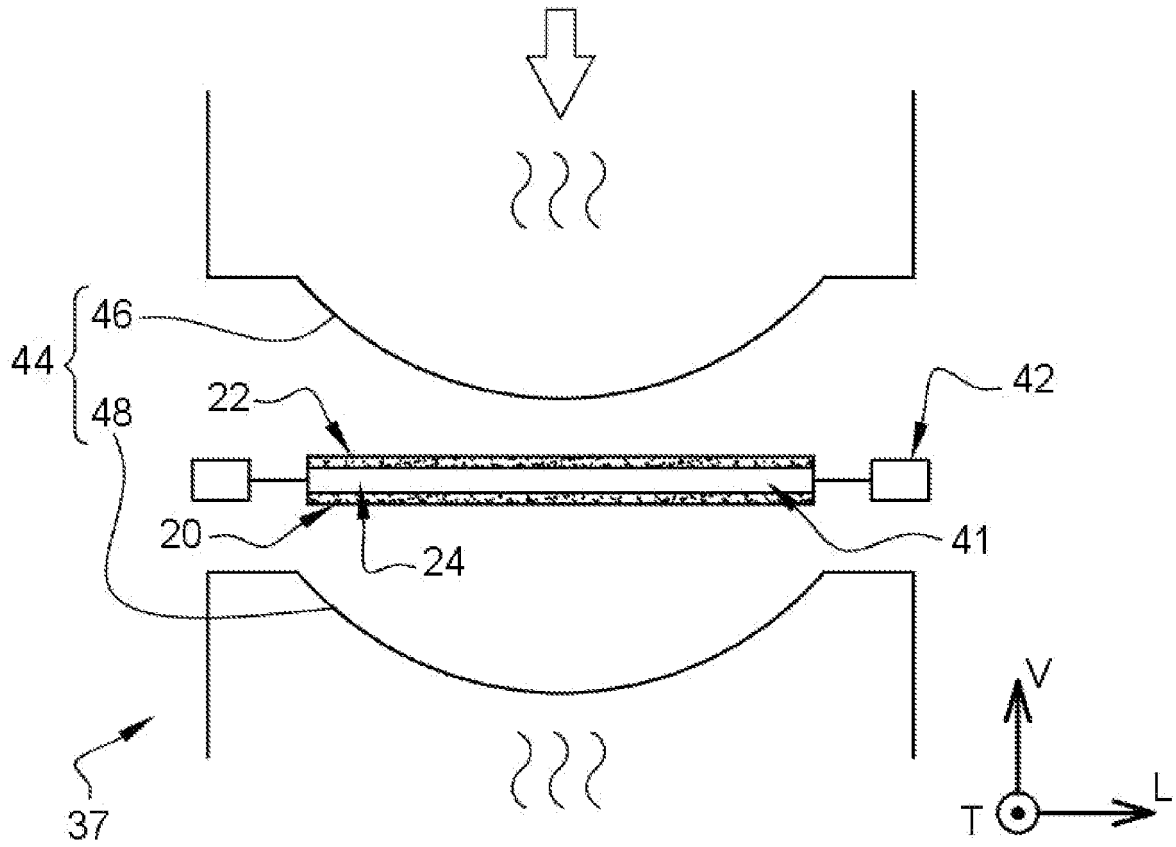
[Fig. 3B]



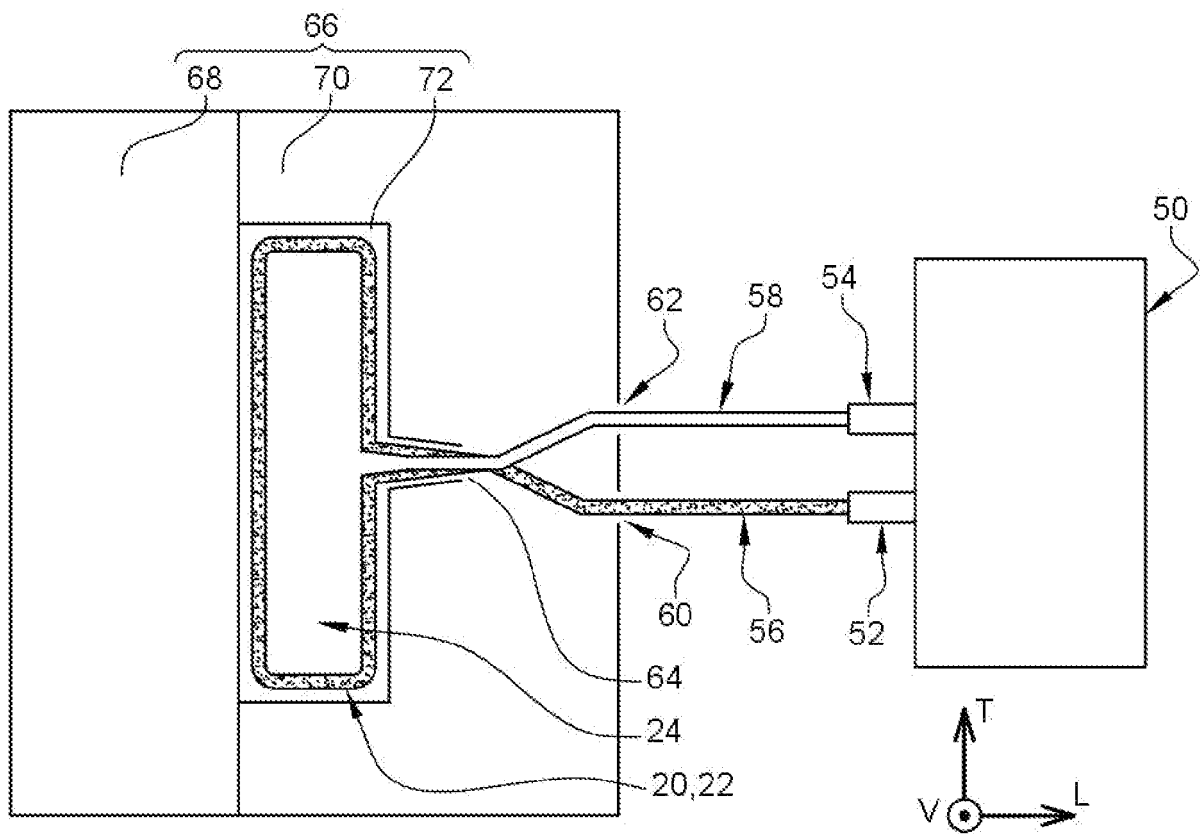
[Fig. 3C]



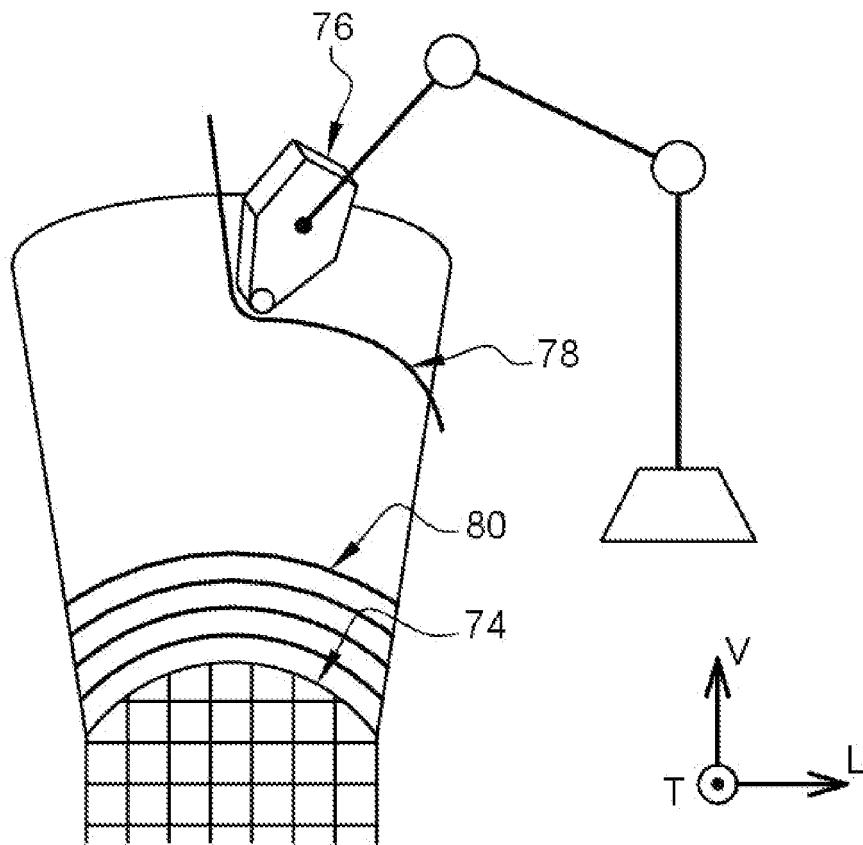
[Fig. 3D]



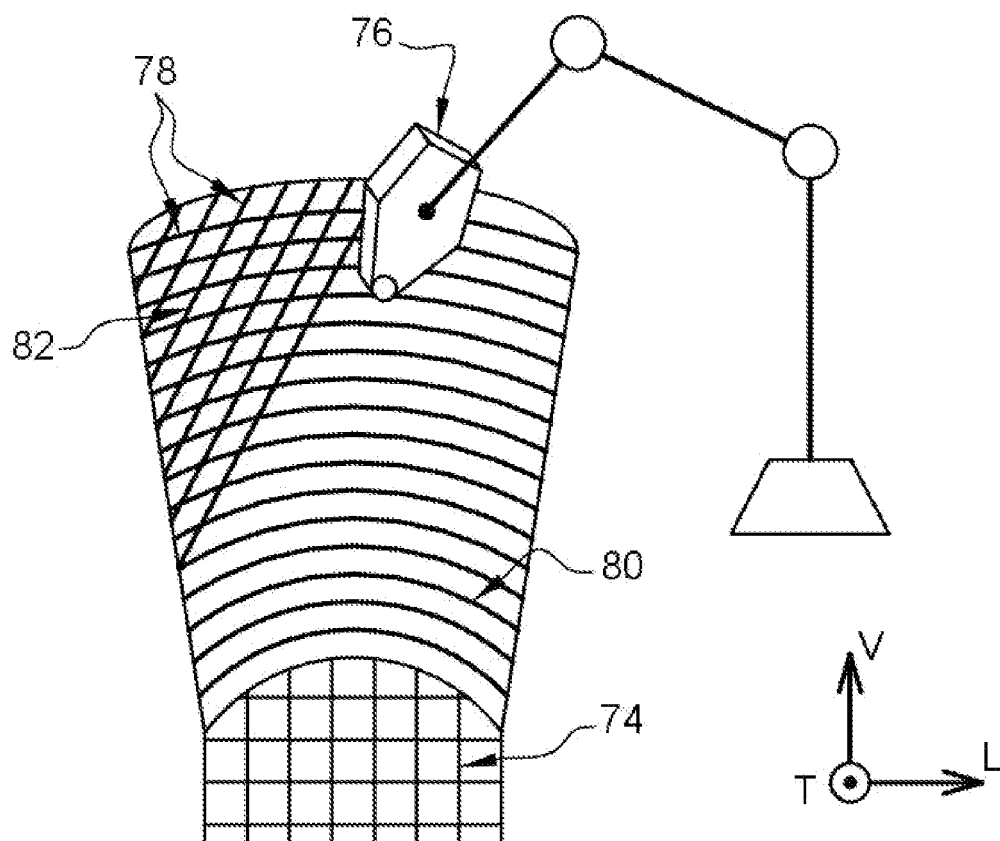
[Fig. 4]



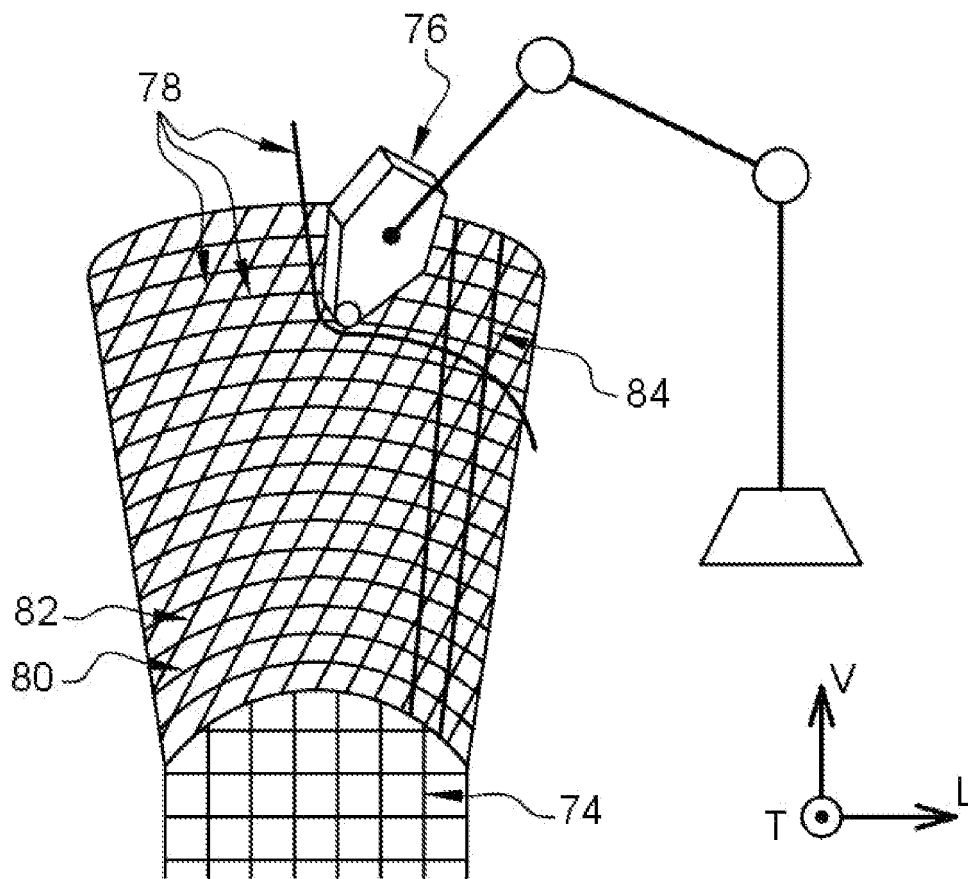
[Fig. 5A]



[Fig. 5B]



[Fig. 5C]



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 913284
FR 2211957

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	EP 3 248 764 A1 (AIRBUS HELICOPTERS [FR]) 29 novembre 2017 (2017-11-29)	1-4, 6-8, 10, 11	B29C70/08 B32B5/28
Y	* abrégé; figures 1, 2, 3, 5, 6, 10 * * alinéa [0100] * * alinéa [0052] - alinéa [0053] * * alinéa [0056] * * alinéa [0057] * * alinéa [0095] - alinéa [0097] * * alinéa [0109] - alinéa [0114] * * alinéa [0038] * * alinéa [0001] * * alinéa [0098] * * alinéa [0117] * * alinéa [0116] *	5, 9, 11	B32B27/04 B29C70/38 B29C70/46 B29C70/48
Y	US 2014/110633 A1 (PRATTE JAMES FRANCIS [US] ET AL) 24 avril 2014 (2014-04-24) * abrégé; figure 11 * * alinéa [0067] - alinéa [0068] * * alinéa [0028] * * alinéa [0002] * * alinéa [0064] * * alinéa [0088] - alinéa [0091] *	11	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
Y	EP 0 383 409 A1 (SCHREINER LUCHTVAART [NL]) 22 août 1990 (1990-08-22) * abrégé * * revendications 4-6 * * colonne 3, ligne 14 - ligne 36 * * colonne 4, ligne 25 - ligne 45 *	5	B29C B32B C09J B29K C08G C08L
X	EP 0 604 297 A1 (EUROCOPTER FRANCE [FR]) 29 juin 1994 (1994-06-29) * abrégé; figures 1, 3, 4 * * colonne 9, ligne 18 - ligne 34 * * colonne 13, ligne 20 - ligne 42 *	1, 3, 4	
----- ----- -/-			
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
30 mai 2023		Barunovic, Robert	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 913284
FR 2211957

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 6 194 499 B1 (MAGNIN GEORGES [FR] ET AL) 27 février 2001 (2001-02-27)	1, 2, 4, 6, 7	
Y	* abrégé; figures 1, 2, 3 * * colonne 5, ligne 57 - colonne 6, ligne 7 * * colonne 7, ligne 45 - ligne 62 * * colonne 1, ligne 8 - ligne 19 * -----	9	
Y	DE 10 2011 108289 A1 (DAIMLER AG [DE]) 16 août 2012 (2012-08-16) * abrégé; figures 1, 2c * * alinéa [0047] - alinéa [0051] * -----	9	
E	CN 115 593 043 A (SHENZHEN BAIDI TECH CO LTD) 13 janvier 2023 (2023-01-13) * abrégé; figures 1, 2 * * revendication 1 * -----	1, 4, 8	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
30 mai 2023		Barunovic, Robert	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

1

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE **RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2211957 FA 913284**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
 Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **30-05-2023**
 Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 3248764	A1	29-11-2017	CA 2967987 A1	25-11-2017
			CN 107433724 A	05-12-2017
			EP 3248764 A1	29-11-2017
			FR 3051708 A1	01-12-2017
			KR 20170133284 A	05-12-2017
			PL 3248764 T3	20-12-2021
			US 2017341312 A1	30-11-2017

US 2014110633	A1	24-04-2014	AU 2013331261 A1	30-04-2015
			BR 112015008752 A2	04-07-2017
			CA 2888615 A1	24-04-2014
			CN 104736328 A	24-06-2015
			EP 2909011 A1	26-08-2015
			ES 2859507 T3	04-10-2021
			JP 6387142 B2	05-09-2018
			JP 2015534913 A	07-12-2015
			JP 2017159660 A	14-09-2017
			KR 20150074056 A	01-07-2015
			MY 183181 A	18-02-2021
			RU 2015118348 A	10-12-2016
			TW 201422435 A	16-06-2014
			US 2014110633 A1	24-04-2014
			US 2016221223 A1	04-08-2016
			WO 2014062900 A1	24-04-2014

EP 0383409	A1	22-08-1990	AT 105530 T	15-05-1994
			CA 2010043 A1	17-08-1990
			DE 69008745 T2	25-08-1994
			DK 0383409 T3	06-06-1994
			EP 0383409 A1	22-08-1990
			ES 2054209 T3	01-08-1994
			JP 3081940 B2	28-08-2000
			JP H02261637 A	24-10-1990
			KR 900012757 A	01-09-1990
			NL 8900398 A	17-09-1990
			US 5186999 A	16-02-1993

EP 0604297	A1	29-06-1994	CA 2111887 A1	24-06-1994
			DE 69303152 T2	06-02-1997
			EP 0604297 A1	29-06-1994
			FR 2699499 A1	24-06-1994
			JP H06219392 A	09-08-1994
			RU 2113379 C1	20-06-1998
			US 5454693 A	03-10-1995

US 6194499	B1	27-02-2001	BR 9811568 A	19-09-2000

EPO FORM P0465

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE **RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2211957 FA 913284**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
 Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **30-05-2023**
 Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
		CA 2296043 A1	11-02-1999
		CN 1265698 A	06-09-2000
		DE 69826670 T2	23-02-2006
		EP 0998537 A1	10-05-2000
		FR 2766834 A1	05-02-1999
		JP 4426089 B2	03-03-2010
		JP 2001518526 A	16-10-2001
		RU 2205196 C2	27-05-2003
		US 6194499 B1	27-02-2001
		WO 9906499 A1	11-02-1999

DE 102011108289 A1	16-08-2012	AUCUN	

CN 115593043 A	13-01-2023	AUCUN	
