

(19)



Europäisches Patentamt  
European Patent Office  
Office européen des brevets



(11)

**EP 0 922 779 B1**

(12)

**FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention  
de la délivrance du brevet:  
**21.08.2002 Bulletin 2002/34**

(51) Int Cl.7: **C22C 49/14**  
// C22C101/10

(21) Numéro de dépôt: **98403009.8**

(22) Date de dépôt: **01.12.1998**

(54) **Pièce en matériau composite à matrice métallique à haute rigidité et à grande stabilité dans une direction longitudinale**

Metallmatrixverbundkörper mit hoher Steifigkeit und hoher Stabilität in Längsrichtung

Metal matrix composite bodies with high stiffness and high stability in a longitudinal direction

(84) Etats contractants désignés:  
**BE DE ES GB IT NL SE**

(30) Priorité: **04.12.1997 FR 9715306**

(43) Date de publication de la demande:  
**16.06.1999 Bulletin 1999/24**

(73) Titulaire: **AEROSPATIALE Société Nationale Industrielle**  
**75781 Paris Cédex 16 (FR)**

(72) Inventeurs:  
• **Billaud, Laetitia**  
**75020 Paris (FR)**

- **Gaudin, Jocelyn**  
**92410 Ville d'Avray (FR)**
- **Nivet Lutz, Martine**  
**06210 Mandelieu (FR)**
- **Poncy, Joel**  
**06560 Valbonne (FR)**

(74) Mandataire: **Poulin, Gérard**  
**BREVALEX**  
**3, rue du Docteur Lancereaux**  
**75008 Paris (FR)**

(56) Documents cités:  
**EP-A- 0 164 536** **WO-A-92/00182**

**EP 0 922 779 B1**

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la date de publication de la mention de la délivrance du brevet européen, toute personne peut faire opposition au brevet européen délivré, auprès de l'Office européen des brevets. L'opposition doit être formée par écrit et motivée. Elle n'est réputée formée qu'après paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

## Description

## Domaine technique

**[0001]** L'invention concerne une pièce de forme allongée, en un matériau composite incluant une matrice métallique à base d'aluminium ou de magnésium, ainsi que des fibres continues de carbone agencées en nappes superposées.

**[0002]** Dans l'ensemble du texte l'expression "fibres continues" désigne des fibres de grande longueur, qui s'étendent sans discontinuité d'une extrémité à l'autre de la pièce ou sur tout son pourtour ou sa périphérie, selon l'orientation donnée aux fibres à l'intérieur de la pièce.

**[0003]** Par ailleurs, l'expression "pièce allongée" désigne toute pièce (plaque, tige, tube, etc.) présentant une plus grande dimension selon une direction donnée, dite "direction longitudinale", selon laquelle des efforts doivent être transmis.

**[0004]** En outre, le terme "nappe" désigne ici, par convention, toute couche de fibres tissées ou non tissées, quel que soit son mode de fabrication (drapage, bobinage, etc.).

**[0005]** La pièce en matériau composite à matrice métallique conforme à l'invention est particulièrement adaptée à des utilisations dans l'industrie spatiale et, de façon plus générale, à toute utilisation impliquant une grande stabilité dimensionnelle.

## Etat de la technique

**[0006]** Les différentes pièces de structure des satellites, sondes et autres engins destinés à être utilisés dans l'espace subissent des contraintes, notamment mécaniques et thermiques, particulièrement sévères.

**[0007]** Ainsi, lors de l'assemblage et des essais au sol, les effets de la gravité, de l'humidité et de la température doivent être surveillés avec attention.

**[0008]** Pendant la phase de lancement, le lanceur transmet à l'engin spatial des efforts de poussée et des vibrations intenses.

**[0009]** Enfin, lorsque l'engin est opérationnel, il subit des variations de températures très importantes, selon que ses différentes faces sont ou non éclairées par le soleil. A cette contrainte s'ajoute la mise sous vide de l'engin, qui peut avoir pour conséquence une libération de l'humidité.

**[0010]** En présence de toutes ces contraintes, la réalisation des pièces de structure pose un problème délicat, notamment lorsqu'elles servent à supporter des appareils de haute précision tels que ces miroirs appartenant à des systèmes optiques.

**[0011]** Dans ce contexte, il n'existe pas actuellement de matériau présentant, en lui-même, une stabilité dimensionnelle et une rigidité suffisantes pour réaliser des pièces de structure aptes à supporter les contraintes précitées, tout en assurant la précision de positionnement requise. C'est pourquoi ces régulateurs thermiques plus ou moins complexes sont parfois associés à de telles pièces.

**[0012]** Ainsi, les pièces métalliques présentent toujours un coefficient de dilatation non nul, qui se traduit par une instabilité de positionnement lorsque la pièce subit des variations thermiques. De plus, la rigidité des pièces purement métalliques est généralement insuffisante pour l'application considérée.

**[0013]** Les pièces en matériau composite à matrice organique sont beaucoup moins sensibles aux variations de températures et peuvent présenter une rigidité élevée dans la direction longitudinale de la pièce. Cependant, elles ont pour inconvénient notable, lorsqu'elles arrivent dans le vide, de désorber progressivement l'eau qu'elles ont adsorbée lorsqu'elles se trouvaient sur terre. Cette désorption progressive se traduit par des variations dimensionnelles de la pièce. Elle impose de suivre des procédures très pénalisantes lors de la fabrication de l'engin spatial. Elle conduit également à équiper cet engin de dispositifs plus ou moins complexes permettant de repositionner les appareils de haute précision, lorsqu'ils se trouvent dans l'espace. Il s'agit toutefois d'opérations délicates et consommatrices d'énergie, ce qui peut affecter la fiabilité de l'engin et en réduire la durée de vie.

**[0014]** L'utilisation de pièces en matériau composite à matrice métallique permet, grâce à la présence de fibres continues, d'accroître sensiblement la rigidité, par rapport aux pièces purement métalliques. De plus, les problèmes de variations dimensionnelles dus à la désorption dans le vide sont supprimés. Ces avantages sont exposés, notamment, dans l'article "High Stable Advanced Materials For Space Telescope, An Application Of Metal Matrix Composites" de C. Désagulier et al., IAF-96-I.3.01, dans le cas de composites fibres de carbone-aluminium et fibres de carbone-magnésium. Plus précisément, cet article préconise l'emploi de fibres de carbone à ultra haut module, et il annonce qu'une nappe ou un "pli" élémentaire présentant un coefficient de dilatation thermique longitudinal  $\alpha_L$  de  $1.10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  (matrice magnésium) ou de  $1,27.10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  (matrice aluminium) et un module de traction longitudinal EL de 280 GPa (matrice magnésium) ou de 302 GPa (matrice aluminium) a pu être obtenu.

**[0015]** Toutefois, aucune technique n'est suggérée en ce qui concerne la réalisation d'une pièce épaisse (ensemble de nappes) devant présenter un coefficient de dilatation thermique longitudinal  $\alpha_L$  pratiquement nul, c'est-à-dire dont

la valeur absolue est, de préférence, inférieure à  $0,2 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ .

**[0016]** Dans le document EP-A-0 164 536, il est proposé un matériau composite formé de fibres de carbone et d'une matrice métallique en un alliage de magnésium contenant de l'aluminium, du zirconium et du zinc. Pour fabriquer ce matériau, on introduit un faisceau de fibres parallèles de carbone à haute résistance dans un boîtier allongé en acier inoxydable, préchauffé à environ  $700^{\circ}\text{C}$  et placé dans la cavité d'un moule de fonderie sous pression, préchauffé à environ  $200^{\circ}\text{C}$ , de telle sorte que l'ouverture du boîtier soit orientée vers le haut. L'alliage de magnésium fondu est ensuite versé dans la cavité, à environ  $700^{\circ}\text{C}$ , puis un piston également préchauffé à environ  $200^{\circ}\text{C}$ , est enfoncé sur le haut du moule, afin de comprimer l'alliage fondu et de le forcer à pénétrer dans le faisceau de fibres, lors du refroidissement de l'appareil. Après remontée du piston, la pièce solidifiée est extraite vers le haut par un poussoir. La pièce finale est obtenue par un usinage au cours duquel le boîtier est éliminé.

## Exposé de l'invention

**[0017]** L'invention a précisément pour objet une pièce en matériau composite à matrice métallique, dont la conception originale lui permet de présenter à la fois une haute rigidité et une grande stabilité dimensionnelle, afin notamment de pouvoir être utilisée dans l'espace, pour y supporter des appareils de haute précision.

**[0018]** Selon une première forme de réalisation de l'invention, ce résultat est obtenu au moyen d'une pièce en matériau composite à matrice métallique, de forme allongée selon une direction donnée, caractérisée par le fait qu'elle comprend de 35 % à 45 % en volume d'une matrice en alliage à base d'aluminium et, respectivement, de 65 % à 55 % en volume de fibres continues de carbone disposées en nappes successives parallèlement à ladite direction, au moins environ 90 % des fibres de carbone étant des fibres à ultra haut module ayant un module de traction au moins égal à environ 650 GPa, lesdites fibres à ultra haut module étant orientées à  $0^{\circ} \pm 5^{\circ}$  dans environ 25 % à environ 60 % des nappes, et entre  $\pm 20^{\circ}$  et  $\pm 40^{\circ}$  dans les autres nappes, par rapport à ladite direction.

**[0019]** Dans ce cas, la matrice en alliage à base d'aluminium est, de préférence, en un alliage de type AG10, contenant notamment environ 10 % en volume de magnésium.

**[0020]** Avantagusement, les fibres à ultra haut module sont alors orientées à  $0^{\circ} \pm 5^{\circ}$  dans 45 % à 55 % des nappes et, de préférence, dans environ 50 % des nappes.

**[0021]** Par ailleurs, les fibres à ultra haut module sont orientées avantagusement à environ  $\pm 25^{\circ}$  dans les autres nappes.

**[0022]** Selon une deuxième forme de réalisation de l'invention, les caractéristiques visées sont atteintes au moyen d'une pièce en matériau composite à matrice métallique, de forme allongée selon une direction donnée, comprenant une matrice en alliage à base de magnésium et des fibres continues de carbone, disposées en nappes successives parallèlement à ladite direction, caractérisée en ce qu'elle comprend, respectivement, de 35% à 45% en volume de ladite matrice et de 65% à 55% en volume desdites fibres, au moins environ 90 % des fibres de carbone étant des fibres à ultra haut module, ayant un module de traction au moins égal à environ 650 GPa, lesdites fibres à ultra haut module étant orientées à  $0^{\circ} \pm 5^{\circ}$  par rapport à ladite direction dans au moins 90 % des nappes.

**[0023]** Dans ce cas, la matrice en alliage à base de magnésium est, de préférence, en un alliage de type GA9Z1, contenant notamment environ 9 % en volume d'aluminium.

**[0024]** Avantagusement, les fibres à ultra haut module sont alors orientées à  $0^{\circ} \pm 5^{\circ}$  dans environ 100 % des nappes.

**[0025]** Dans les deux formes de réalisation, les pièces présentent une stabilité quasi parfaite au moins dans la direction longitudinale. En effet, comme toutes les pièces métalliques ou à matrice métallique, il n'y a pas d'adsorption d'humidité au sol, de sorte que ses dimensions ne changent pas lorsque la pièce est mise dans le vide. De plus, grâce aux caractéristiques propres au matériau selon l'invention, le coefficient de dilatation thermique  $\alpha_L$  dans la direction longitudinale est pratiquement nul. En effet, sa valeur absolue est inférieure à  $0,2 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ , ou proche de cette valeur.

**[0026]** Par ailleurs, une pièce conforme à l'invention présente une haute rigidité spécifique dans la direction longitudinale précitée. Plus précisément, la rigidité spécifique dans cette direction étant définie comme le rapport entre le module de traction longitudinal EL et la densité relative  $\rho$ , ce rapport est, dans la plupart des cas, supérieur à 100 MPa.

**[0027]** De préférence, au moins certaines des nappes sont des tissus, par exemple de type taffetas, comprenant environ 90 % de fils de chaîne, constitués par les fibres continues de carbone à ultra haut module et environ 10% de fils de trame, constitués par d'autres fibres continues de carbone, de moindre module. Les fils de trame ont notamment pour fonction de maintenir les fils de chaîne.

**[0028]** De préférence, les nappes sont agencées selon une symétrie miroir par rapport à une surface longitudinale médiane, parallèle à la direction longitudinale.

## Description détaillée de formes de réalisation préférées de l'invention

**[0029]** Conformément à l'invention, pour qu'une pièce de forme allongée présente à la fois une très grande rigidité

spécifique et une stabilité dimensionnelle pratiquement parfaite dans la direction de sa longueur, cette pièce doit être réalisée dans un matériau composite à matrice métallique présentant des caractéristiques bien déterminées.

**[0030]** L'expression "très grande rigidité spécifique dans la direction de sa longueur", signifie un rapport entre le module de traction EL et la densité relative  $\rho$  généralement supérieur à 100 GPa dans cette direction. Dans les formes de réalisation préférées qui vont être décrites, cet objectif est atteint puisque la rigidité spécifique mesurée dans la direction longitudinale est, selon le cas, de 119 GPa (matrice à base d'aluminium) ou de 197 (matrice de base de magnésium).

**[0031]** De façon comparable, l'expression "stabilité dimensionnelle pratiquement parfaite dans la direction de sa longueur" signifie que la valeur absolue du coefficient de dilatation thermique longitudinale  $\alpha_L$  est généralement inférieure à  $0,2 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ . Dans les formes de réalisation préférées, ce résultat est également atteint, puisque la valeur absolue du coefficient de dilatation thermique longitudinale mesuré est, selon le cas, de  $0,08 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  (matrice à base d'aluminium) ou de  $0,01 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  (matrice à base de magnésium).

**[0032]** Conformément à l'invention, le matériau composite utilisé pour fabriquer une pièce de forme allongée comprend une matrice en alliage à base d'aluminium ou de magnésium, ainsi que des fibres continues de carbone qui sont disposées en nappes successives, parallèlement à la direction longitudinale de la pièce.

**[0033]** De façon plus précise, la matrice et les fibres forment respectivement environ 40 % et environ 60 % du volume total de la pièce. Si la pièce comprend un ou plusieurs inserts réalisés en un autre matériau, par exemple métallique, cette proportion volumique ne concerne que la partie de la pièce réalisée en matériau composite. Dans la pratique, les expressions "environ 40 %" et "environ , 60 %" signifient que la matrice représente de 35 % à 45 % du volume total de la pièce et que les fibres représentent respectivement 65 % à 55 % de ce même volume.

**[0034]** Dans une première forme de réalisation préférée de l'invention, l'alliage dans lequel est réalisé la matrice est un alliage d'aluminium contenant notamment environ 10 % en volume de magnésium. Un tel alliage est généralement connu sous la dénomination "alliage AG10".

**[0035]** Dans cette première forme de réalisation de l'invention, au moins environ 90 % des fibres continues de carbone sont des fibres à ultra haut module, c'est-à-dire des fibres dont le module de traction est au moins égal à environ 650 GPa. Plus précisément, les fibres continues de carbone sont des fibres "K139" de la Société MITSUBISHI.

**[0036]** De plus, les fibres de carbone à ultra haut module sont orientées entre  $-5^{\circ}$  et  $+5^{\circ}$  par rapport à la direction longitudinale de la pièce dans 45 à 55 % des nappes. Dans les nappes restantes, c'est-à-dire respectivement dans 55 à 45 % des nappes, les fibres de carbone à ultra haut module sont orientées alternativement dans l'un ou l'autre sens entre  $20^{\circ}$  et  $40^{\circ}$  par rapport à la direction longitudinale de la pièce.

**[0037]** Dans la première forme de réalisation préférée, la pièce comporte un nombre pair de nappes de fibres et ces nappes sont agencées selon une symétrie miroir par rapport à une surface longitudinale médiane de la pièce, parallèle à la direction longitudinale. Cette surface est plane ou cylindrique, selon que la pièce présente une section rectangulaire ou circulaire, respectivement.

**[0038]** Dans chacune des nappes, les fibres à ultra haut module sont parallèles entre elles et elles s'étendent d'une extrémité à l'autre de la pièce, selon la direction longitudinale de celle-ci.

**[0039]** Une pièce conforme à l'invention est fabriquée en réalisant tout d'abord une préforme fibreuse, puis en infiltrant cette préforme de l'alliage formant la matrice. La réalisation de la préforme fibreuse dépend de la forme de la pièce à fabriquer. En particulier, les fibres à ultra haut module peuvent être utilisées seules (cas d'un bobinage), en association avec d'autres fibres (cas d'un tissu), ou en combinant ces deux procédés.

**[0040]** Lorsque toutes les nappes sont formées uniquement de fibres à ultra haut module, parallèles entre elles dans chaque nappe, la totalité des fibres de carbone formant la matrice fibreuse est en fibres à ultra haut module. A l'inverse, lorsque toutes les nappes se présentent sous la forme d'un tissu dans lequel les fibres à ultra haut module constituent le fil de chaîne, environ 90 % des fibres de la matrice fibreuse sont des fibres à ultra haut module. Dans certains cas, une partie des nappes est formée uniquement de fibres à ultra haut module et les autres nappes sont formées de tissus. Selon le pourcentage des nappes de chaque catégorie, le pourcentage de fibres à ultra haut module dans la préforme fibreuse est alors compris entre environ 90 % et 100 %.

**[0041]** Dans le cas de l'exemple décrit, les fibres à ultra haut module sont tissées afin de maintenir ces fibres entre elles, dans la nappe considérée, pour assurer une fabrication satisfaisante de la pièce. Pour assurer ce maintien, on réalise alors un tissu, par exemple de type taffetas, comprenant environ 90 % de fils de chaîne constitués par les fibres de carbone à ultra haut module et environ 10 % de fils de trame, constitués par d'autres fibres continues de carbone, de moindre module. Dans la première forme de réalisation décrite, ces autres fibres sont des fibres de type "M40" ou "M50" de la Société TORAY.

**[0042]** Une pièce en matériau composite à matrice métallique conforme à l'invention est fabriquée par fonderie sous pression.

**[0043]** Selon cette technique, on place dans un même récipient hermétique, comparable à un autoclave, un creuset contenant des blocs de l'alliage destiné à former la matrice de la pièce, ainsi qu'un moule dans lequel on a introduit auparavant la préforme fibreuse préalablement fabriquée selon l'agencement précédemment décrit.

**[0044]** Lors d'une première étape, on fait le vide à l'intérieur du récipient et du moule, on chauffe le creuset contenant les blocs d'alliage métallique et on préchauffe le moule.

**[0045]** Lorsque l'alliage contenu dans le creuset est totalement fondu, il est transféré à l'intérieur du moule. Ce transfert est effectué automatiquement en pressurant le récipient à un niveau de pression généralement compris entre environ 30 bars et environ 100 bars.

**[0046]** Dès que le moule est rempli, le refroidissement de la pièce est accéléré en amenant un organe réfrigérant au contact d'une paroi du moule. Tant que la température n'est pas redescendue en dessous de la température de solidification de l'alliage, la pression est maintenue dans le récipient afin de compenser le rétreint naturel du métal.

**[0047]** Pour plus de détails concernant les principales techniques connues de mise en oeuvre de ce procédé, on se reportera utilement à l'article "Pressure Infiltration Casting of Metal Matrix Composites" de Arnold J. COOK et Paul S. WERNER, dans "Materials Science and Engineering" A 144 (Octobre 1991) pages 189 à 206.

**[0048]** Dans la première forme de réalisation de l'invention, six pièces différentes, numérotées 1 à 6, en matériau composite à matrice métallique, de forme parallélépipédique allongée, ont été fabriquées par cette technique de fonderie sous pression. Les pièces numérotées 1 à 5 présentaient les mêmes dimensions de 260mm x 130mm x 3mm. La pièce numérotée 6 présentait des dimensions de 160 mm x 80 mm x 3 mm. Toutes les pièces présentaient la même matrice en AG10. Elles différaient essentiellement par la structure de leur préforme fibreuse. En effet, si chacune de ces préformes était formée de seize (pièces 1 à 5) ou dix (pièce 6) nappes de tissu incluant chacune 90 % de fibres K139 et 10 % de fibres M40 (pièces 1 à 5) ou M50 (pièce 6), l'orientation des fibres K139 à ultra haut module était différente d'une préforme à l'autre. Cette orientation est donnée dans le Tableau I.

TABLEAU I

N° de pièce	Drapage (fibre K139)	Séquence de drapage
1	quasi-unidirectionnel	/
2	25% de fibres à 0° 75% de fibres ±30°	(+30°;+30°;+30°;0°;-30°;-30°;-30°;0°; 0°;-30°;-30°;-30°;0°;+30°;+30°; +30°)
3	25% de fibres à 0° 75% de fibres ±22°	(+22°;+22°;+22°;0°;-22°;-22°;-22°;0°; 0°;-22°;-22°;-22°;0°;+22°;+22°; +22°)
4	50% de fibres à 0° 50% de fibres ±30°	(-30°;0°;+30°;0°;-30°;0°;+30°;0°;0°; +30°;0°;-30°;0°;+30°;0°;-30°)
5	50% de fibres à 0° 50% de fibres ±25°	(-25°;0°;+25°;0°;-25°;0°;+25°;0°;0° +25°;0°;-25°;0°;+25°;0°;-25°)
6	60% de fibres à 0° 40% de fibres ±32	(0;32°;0°;-32°;0°;0°;-32°;0°;32°;0°)

**[0049]** Les préformes définies par le Tableau I correspondent à des pièces de référence, permettant de montrer l'importance de l'orientation des fibres à l'intérieur du matériau composite, pour obtenir le résultat désiré.

**[0050]** A partir des préformes ainsi réalisées, chacune des pièces a ensuite été élaborée, par la technique de fonderie sous pression, dans des conditions d'élaboration identiques. Ces conditions sont les suivantes :

- température du bain de métal constitué par l'alliage d'aluminium AG10 : 720°C;
- température de la préforme : 670°C ;
- pression maximale d'infiltration : 60 bars ;
- montée en pression : 1 bar/s ;
- vitesse moyenne de refroidissement : environ 50°C/min.

**[0051]** Des éprouvettes ont ensuite été découpées à la meule-diamant dans chacune des pièces ainsi obtenues, pour permettre d'effectuer notamment des essais mécaniques et des mesures physiques.

**[0052]** Préalablement à la découpe des éprouvettes, la qualité de l'infiltration des préformes fibreuses par l'alliage a été contrôlée à la fois par radiographie aux rayons X et par des observations métallographiques. Ces contrôles ont mis en évidence une très bonne infiltration de la préforme et l'absence de défaut de fonderie.

**[0053]** Les essais mécaniques effectués sur les éprouvettes usinées dans les pièces sont principalement des essais de traction. Les mesures physiques concernent notamment le coefficient de dilatation thermique dans la direction transversale; le coefficient de dilatation thermique dans la direction longitudinale et la fraction volumique en fibre.

**[0054]** Les mesures physiques ont montré que la masse volumique du composite était toujours comprise entre 2,26

## EP 0 922 779 B1

g/cm<sup>3</sup> et 2,30g/cm<sup>3</sup>.

**[0055]** Les résultats des essais mécaniques et des mesures physiques effectués sur chacune des éprouvettes, à température ambiante (environ 20°C), sont rassemblés dans le Tableau II.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

TABLEAU II

CARACTERISTIQUES MESUREES	SYMBOLE	PIECE 1	PIECE 2	PIECE 3	PIECE 4	PIECE 5	PIECE 6
Module d'Young sens L (GPa)	EL	360 (2)	166 (2)	215 (2)	226 (2)	275 (2)	282 (3)
Valeur absolue du coef. dilatation thermique sens L (10-6/°C)	$\alpha_L$	0,47 (2)	0,25 (2)	0,23 (2)	0,1	0,08 (2)	0,26 (4)
Valeur absolue du coef. dilatation thermique sens T (10-6/°C)	$\alpha_T$	8,2 (1)	6,9 (1)	6,9 (1)	8,2 (1)	9,0 (1)	4,53 (3)
Taux volumique de fibres (%)	Vf	60,3+/-0,3 (5)	58,8+/-0,2 (5)	59,5+/-0,3 (5)	55,7%+/-0,3 (5)	59,4+/-0,5 (5)	57±1,02 (1)

[0056] Sur ce Tableau, l'expression "sens L" signifie direction longitudinale, l'expression "sens T" signifie direction

transversale et les valeurs données entre parenthèses indiquent le nombre d'essais effectué à chaque fois.

[0057] Les résultats présentés dans le Tableau II montrent que le coefficient de dilatation thermique  $\alpha_L$  dans la direction longitudinale décroît progressivement en valeur absolue, de la pièce 1 à la pièce 5, les pièces 2, 3 et 6 présentant un coefficient de dilatation thermique sensiblement d'égale valeur, dans cette direction. Seules les pièces 4 et 5 présentent un coefficient  $\alpha_L$  inférieur à  $0,2 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ , dans la direction longitudinale. Par ailleurs, seules les pièces 1, 5 et 6 présentent une rigidité spécifique dans la direction longitudinale  $EL/\rho$  supérieure à 100 GPa.

[0058] Dans la première forme de réalisation de l'invention, la pièce 5 présente donc le meilleur compromis afin d'obtenir à la fois une haute rigidité et une grande stabilité dans la direction longitudinale.

[0059] Dans une deuxième forme de réalisation préférée de l'invention, la matrice est réalisée en un alliage à base de magnésium, contenant notamment environ 9 % en volume d'aluminium. Cet alliage est de type GA9Z1 Haute Pureté.

[0060] Comme dans la première forme de réalisation décrite, la matrice et les fibres continues de carbones présentent des taux volumiques respectifs d'environ 40 % et d'environ 60 %.

[0061] Dans l'exemple, choisi pour illustrer cette deuxième forme de réalisation de l'invention, on réalise une préforme à partir d'un empilement de nappes de tissu. Le tissu comprend environ 90 % en volume de fibres de carbone à ultra haut module, de type K 139, placées dans la direction longitudinale, et 10 % de fibres de carbone de type M 50, placées dans la direction transverse, afin de maintenir les fibres K 139.

[0062] L'empilement des nappes de tissu est réalisé de façon telle que, dans toutes les nappes, les fibres à ultra haut module soient orientées à  $0^{\circ} \pm 5^{\circ}$  par rapport à la direction longitudinale de la pièce.

[0063] Comme dans la première forme de réalisation décrite, la pièce est fabriquée par fonderie sous pression, dans les conditions suivantes :

- température, du bain d'alliage de magnésium GA9Z1 :  $750^{\circ}\text{C}$  ;
- température de la préforme :  $750^{\circ}\text{C}$  ;
- pression maximale d'infiltration : 60 bars ;
- montée en pression : 1 bar/s ;
- vitesse moyenne de refroidissement : environ  $25^{\circ}\text{C}/\text{min}$ .

[0064] Des échantillons de la pièce obtenue, appelée "pièce 7" ont été découpés afin d'effectuer les mêmes mesures mécaniques et physiques que sur les pièces 1 à 6 illustrant la première forme de réalisation de l'invention.

[0065] La masse volumique de la pièce 7 a été déterminée à  $1,95 \text{ g}/\text{cm}^3$  par les mesures physiques.

[0066] Le Tableau III donne, à température ambiante (environ  $20^{\circ}\text{C}$ ), les résultats des mesures mécaniques et physiques effectués (les notations sont les mêmes que dans le Tableau II).

TABLEAU III

Caractéristiques mesurées	Symbole	Pièce 7
Module d'Young sens L (GPa)	EL	384 (3)
Valeur absolue du coefficient dilatation thermique sens L ( $10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ )	$\alpha_L$	0,01 (4)
Valeur absolue du coefficient dilatation thermique sens T ( $10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ )	$\alpha_T$	5,33 (3)
Taux volumique de fibres (%)	Vf	$58,3 \pm 2,5$ (3)

[0067] L'observation du Tableau III montre que la pièce 7 présente, en valeur absolue, un coefficient de dilatation thermique  $\alpha_L$ , dans la direction longitudinale, très inférieur à  $0,2 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ . De plus, la rigidité spécifique  $EL/\rho$  dans la direction longitudinale est largement supérieure à 100 GPa. Les objectifs visés sont donc également atteints par cette deuxième forme de réalisation de l'invention, dès lors que l'orientation des fibres est à  $0^{\circ} \pm 5^{\circ}$  dans au moins 90 % des nappes.

[0068] En conclusion, les pièces en matériau composite à matrice métallique conformes à l'invention présentent des caractéristiques mécaniques et physiques qui permettent d'envisager leur utilisation notamment dans l'industrie spatiale, pour toutes les applications nécessitant à la fois une haute rigidité et une excellente stabilité dans une direction longitudinale de la pièce.

## Revendications

1. Pièce en matériau composite à matrice métallique, de forme allongée selon une direction donnée, **caractérisée par le fait qu'elle comprend**, respectivement, de 35 % à 45 % en volume d'une matrice en alliage à base d'alu-



minium et de 65 % à 55 % en volume de fibres continues de carbone, disposées en nappes successives parallèlement à ladite direction, au moins environ 90 % des fibres de carbone étant des fibres à ultra haut module, ayant un module de traction au moins égal à environ 650 GPa, lesdites fibres à ultra haut module étant orientées à  $0^\circ \pm 5^\circ$  dans environ 25 % à environ 60 % des nappes et entre  $\pm 20^\circ$  et  $\pm 40^\circ$  dans les autres nappes, par rapport à ladite direction.

2. Pièce selon la revendication 1, dans laquelle la matrice est en un alliage à base d'aluminium, contenant environ 10 % en volume de magnésium.

3. Pièce selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans laquelle les fibres à ultra haut module sont orientées à  $0^\circ \pm 5^\circ$  dans 45 % à 55 % des nappes.

4. Pièce selon la revendication 3, dans laquelle les fibres à ultra haut module sont orientées à  $0^\circ \pm 5^\circ$  dans environ 50 % des nappes.

5. Pièce selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans laquelle les fibres à ultra haut module sont orientées à environ  $\pm 25^\circ$  dans les autres nappes.

6. Pièce en matériau composite à matrice métallique, de forme allongée selon une direction donnée, comprenant une matrice en alliage à base de magnésium et des fibres continues de carbone, disposées en nappes successives parallèlement à ladite direction, **caractérisée en ce qu'elle** comprend, respectivement, de 35 à 45 % en volume de ladite matrice et de 65 % à 55 % en volume desdites fibres, au moins environ 90 % des fibres de carbone étant des fibres à ultra haut module, ayant un module de traction au moins égal à environ 650 GPa, lesdites fibres à ultra haut module étant orientées à  $0^\circ \pm 5^\circ$  par rapport à ladite direction dans au moins 90 % des nappes.

7. Pièce selon la revendication 6, dans laquelle la matrice est un alliage à base de magnésium, contenant environ 9 % en volume d'aluminium.

8. Pièce selon l'une quelconque des revendications 6 et 7, dans laquelle les fibres à ultra haut module sont orientées à  $0^\circ \pm 5^\circ$  dans environ 100 % des nappes.

9. Pièce selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans laquelle au moins certaines des nappes sont des tissus comprenant environ 90 % de fils de chaîne, constitués par lesdites fibres continues de carbone à ultra haut module et environ 10 % de fils de trame, constitués par d'autres fibres continues de carbone, de moindre module.

10. Pièce selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans laquelle les fibres à ultra haut module s'étendent d'une extrémité à l'autre de la pièce, selon ladite direction.

11. Pièce selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans laquelle les nappes sont agencées selon une symétrie miroir par rapport à une surface longitudinale médiane, parallèle à ladite direction.

12. Pièce selon l'une quelconque des revendications précédentes, appartenant à un engin spatial.

## Patentansprüche

1. Metallmatrixverbundstoffteil einer in einer gegebenen Richtung gestreckten Form, **dadurch gekennzeichnet, dass** es jeweils zu 35 bis 45 Vol.-% eine Matrix aus einer Legierung auf Aluminiumbasis und zu 65 bis 55 Vol.-% durchgehende Carbonfasern, die in aufeinanderfolgenden Schichten parallel zu dieser Richtung angeordnet sind, umfasst, wobei mindestens etwa 90 % der Carbonfasern Fasern eines supergroßen Moduls sind, die einen Zugmodul von mindestens gleich etwa 650 GPa aufweisen, wobei die Fasern eines supergroßen Moduls in Bezug auf diese Richtung auf  $0^\circ \pm 5^\circ$  in etwa 25 bis etwa 60 % der Schichten und zwischen  $\pm 20^\circ$  und  $\pm 40^\circ$  in den anderen Schichten ausgerichtet sind.

2. Teil nach Anspruch 1, in dem die Matrix aus einer Legierung auf Aluminiumbasis, die etwa 10 Vol.-% Magnesium enthält, besteht.

3. Teil nach einem der vorhergehenden Ansprüche, in dem die Fasern eines supergroßen Moduls auf  $0^\circ \pm 5^\circ$  in 45 bis 55 % der Schichten ausgerichtet sind.
- 5 4. Teil nach Anspruch 3, in dem die Fasern eines supergroßen Moduls auf  $0^\circ \pm 5^\circ$  in etwa 50 % der Schichten ausgerichtet sind.
5. Teil nach einem der vorhergehenden Ansprüche, in dem die Fasern eines supergroßen Moduls auf etwa  $\pm 25^\circ$  in den anderen Schichten ausgerichtet sind.
- 10 6. Metallmatrixverbundstoffteil einer in einer gegebenen Richtung gestreckten Form, das eine Matrix aus einer Legierung auf Magnesiumbasis und durchgehende Carbonfasern, die in aufeinanderfolgenden Schichten parallel zu dieser Richtung angeordnet sind umfasst, **dadurch gekennzeichnet, dass** es jeweils zu 35 bis 45 Vol.-% die Matrix und zu 65 bis 55 Vol.-% die Fasern umfasst, wobei mindestens etwa 90 % der Carbonfasern Fasern eines  
15 eines supergroßen Moduls sind, die einen Zugmodul von mindestens gleich etwa 650 GPa aufweisen, wobei die Fasern eines supergroßen Moduls auf  $0^\circ \pm 5^\circ$  in Bezug auf diese Richtung in mindestens 90 % der Schichten ausgerichtet sind.
7. Teil nach Anspruch 6, in dem die Matrix eine Legierung auf Magnesiumbasis, die etwa 9 Vol.-% Aluminium enthält, ist.  
20
8. Teil nach einem der Ansprüche 6 oder 7, in dem die Fasern eines supergroßen Moduls auf  $0^\circ \pm 5^\circ$  in etwa 100 % der Schichten ausgerichtet sind.
9. Teil nach einem der vorhergehenden Ansprüche, in dem mindestens einige der Schichten Gewebe sind, die zu  
25 etwa 90 % Kettfäden, die aus den durchgehenden Carbonfasern eines supergroßen Moduls gebildet sind, und zu etwa 10 % Schussfäden, die aus anderen durchgehenden Carbonfasern gebildet sind, eines geringeren Moduls umfassen.
10. Teil nach einem der vorhergehenden Ansprüche, in dem die Fasern eines supergroßen Moduls sich von einem  
30 Ende des Teils bis zum anderen in dieser Richtung erstrecken.
11. Teil nach einem der vorhergehenden Ansprüche, in dem die Schichten spiegelsymmetrisch bezüglich einer Mittellängsfläche parallel zu dieser Richtung angelegt sind.
- 35 12. Teil gemäß einem der vorhergehenden Ansprüche, das zu einem Raumfahrzeug gehört.

## Claims

- 40 1. Composite, metal matrix material part, which is elongated in a given direction, comprising 35 to 45 volume % of an aluminium-based alloy matrix and, respectively, 65 to 55 volume % of continuous carbon fibres arranged as successive sheets parallel to said direction, at least approximately 90% of the carbon fibres being ultra-high modulus fibres having a rupture modulus of at least approximately 650 GPa, said ultra-high modulus fibres being oriented at  $0^\circ + 5^\circ$  in approximately 25% to approximately 60% of the sheets, and between  $\pm 20^\circ$  and  $\pm 40^\circ$  in the  
45 other sheets, with respect to said direction.
2. Part according to claim 1, wherein the matrix is of an aluminium-based alloy containing approximately 10 vol.% magnesium.
- 50 3. Part according to any one of the preceding claims, wherein the ultra-high modulus fibres are oriented at  $0^\circ \pm 5^\circ$  in 45 to 55% of the sheets.
4. Part according to claim 3, wherein the ultra-high modulus fibres are oriented at  $0^\circ \pm 5^\circ$  in approximately 50% of the sheets.  
55
5. Part according to any one of the preceding claims, wherein the ultra-high modulus fibres are oriented at approximately  $\pm 25^\circ$  in the other sheets.

6. Composite, metal matrix material part, elongated in a given direction comprising, an alloy matrix based on magnesium and continuous carbon fibres, arranged in successive sheets parallel to said direction, **characterized in that** it comprises respectively, 35 to 45 volume % of said matrix and 65 to 55 volume % of said fibres, at least approximately 90% of the carbon fibres being ultra-high modulus fibres having a rupture modulus of at least approximately 650 GPa, said ultra-high modulus fibres being oriented at  $0^\circ \pm 5^\circ$  relative to said direction in at least 90% of the sheets.
7. Part according to claim 6, wherein the matrix is of magnesium-based alloy containing approximately 9 vol.% aluminium.
8. Part according to either of the claims 6 and 7, wherein the ultra-high modulus fibres are oriented at  $0^\circ \pm 5^\circ$  in approximately 100% of the sheets.
9. Part according to any one of the preceding claims, wherein at least some of the sheets are fabrics comprising approximately 90% warp yarns, constituted by said continuous, ultra-high modulus, carbon fibres and approximately 10% weft yarns, constituted by other continuous carbon fibres with a lower modulus.
10. Part according to any one of the preceding claims, wherein the ultra-high modulus fibres extend from one end to the other of the part, in accordance with said direction.
11. Part according to any one of the preceding claims, wherein the sheets are arranged in accordance with a mirror symmetry with respect to a median, longitudinal surface, parallel to said direction.
12. Part according to any one of the preceding claims, belonging to a spacecraft.