

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 922 779 A1

(12)

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:

16.06.1999 Bulletin 1999/24

(51) Int. Cl.⁶: **C22C 1/09**

(21) Numéro de dépôt: **98403009.8**

(22) Date de dépôt: **01.12.1998**

(84) Etats contractants désignés:

**AT BE CH CY DE DK ES FI FR GB GR IE IT LI LU
MC NL PT SE**

Etats d'extension désignés:

AL LT LV MK RO SI

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

(71) Demandeur:

**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**

**Société de Protection des Inventions
25, rue de Ponthieu
75008 Paris (FR)**

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

(57) Une pièce allongée, en matériau composite à matrice métallique, comprend respectivement de 35 % à 45 % en volume d'une matrice en alliage à base d'aluminium ou de magnésium et de 65 % à 55 % en volume de fibres continues de carbone, disposées en nappes parallèlement à sa longueur. Au moins environ 90 % des fibres de carbone sont des fibres à ultra haut module. Dans 25 % à 60 % des nappes, ces fibres sont orientées à $0^\circ \pm 5^\circ$ par rapport à la direction longitudinale de la pièce, lorsque la matrice est à base d'aluminium. Dans les autres nappes, les fibres sont alors orientées entre $\pm 20^\circ$ et $\pm 40^\circ$ par rapport à cette direction. Lorsque la matrice est à base de magnésium, les fibres à ultra haut module sont orientées à $0^\circ \pm 5^\circ$ dans au moins 90 % des nappes. On obtient ainsi une haute rigidité et une grande stabilité dans la direction précitée, ce qui favorise les applications à l'industrie spatiale.

EP 0 922 779 A1

Description

Domaine technique

- 5 [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.
- 10 [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.).
- 15 [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

- 20 [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.
- 25 [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.
- 30 [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 des 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 des régulateurs thermiques plus ou moins complexes sont parfois associés à de telles pièces.
- 35 [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.
- 40 [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.
- 45 [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 α_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.
- 50 [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 α_L pratiquement nul, c'est-à-dire dont

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

Exposé de l'invention

- 5 **[0016]** 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.
- [0017]** 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, 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.
- 15 **[0018]** 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.
- [0019]** 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.
- [0020]** Par ailleurs, les fibres à ultra haut module sont orientées avantagusement à environ $\pm 25^{\circ}$ dans les autres nappes.
- 20 **[0021]** 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, caractérisée par le fait qu'elle comprend, respectivement, de 35 % à 45 % en volume d'une matrice en alliage à base de magnésium 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, 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.
- 25 **[0022]** 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.
- [0023]** Avantagusement, les fibres à ultra haut module sont alors orientées à $0^{\circ} \pm 5^{\circ}$ dans environ 100 % des nappes.
- 30 **[0024]** 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 α_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.
- 35 **[0025]** 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 ρ , ce rapport est, dans la plupart des cas, supérieur à 100 MPa.
- [0026]** 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.
- 40 **[0027]** Dans les formes de réalisation préférées de l'invention, les fibres à ultra haut module sont des fibres ayant un module de traction au moins égal à environ 650 GPa, et qui s'étendent d'une extrémité à l'autre de la pièce, selon sa direction longitudinale.
- 45 **[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

- 50 **[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 ρ 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 α_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° 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° et 40° 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 solidi-

fication 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 g/cm³ et 2,30g/cm³.

[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.

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)	α_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)	α_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 α_L dans la direc-

tion 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 α_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/ρ supérieure à 100 GPa.

5 **[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.

10 **[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

15 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 :

20

- température du bain d'alliage de magnésium GA9Z1 : 750°C ;
- température de la préforme : 750°C ;
- pression maximale d'infiltration : 60 bars ;
- montée en pression : 1 bar/s ;

25

- 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 mesure physiques.

30

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

TABLEAU III

35

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

40

[0067] L'observation du Tableau III montre que la pièce 7 présente, en valeur absolue, un coefficient de dilatation thermique α_L , dans la direction longitudinale, très inférieur à $0,2 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$. De plus, la rigidité spécifique EL/ρ 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.

45

[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.

50

Revendications

55

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'aluminium 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, 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.

- 5 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.
- 10 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.
- 15 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.
- 20 6. 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 de magnésium 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, 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.
- 25 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 $0^\circ \pm 50$ dans environ 100 % des nappes.
- 30 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.
- 35 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 fibres à ultra haut module sont des fibres ayant un module de traction au moins égal à environ 650 GPa.
- 40 12. 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.
13. Pièce selon l'une quelconque des revendications précédentes, appartenant à un engin spatial.

45

50

55



Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande
EP 98 40 3009

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.CI.6)
X	EP 0 164 536 A (TOYOTA MOTOR CO LTD) 18 décembre 1985 * page 9, ligne 10 - page 10, ligne 21 * ---	6	C22C1/09
A	WO 92 00182 A (FLEXLINE SERVICES LTD ; JAGER GUI GERARD DE (NL)) 9 janvier 1992 * page 20, ligne 24 - page 22, ligne 21 * -----	1-13	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.CI.6)
			C22C
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 12 mars 1999	Examineur Schruers, H
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES 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 antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

EPO FORM 1503 03 82 (P04C02)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 98 40 3009

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.

Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

12-03-1999

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 0164536 A	18-12-1985	JP 1875628 C	07-10-1994
		JP 5087581 B	17-12-1993
		JP 61003864 A	09-01-1986
		US 4600661 A	15-07-1986
WO 9200182 A	09-01-1992	AT 115464 T	15-12-1994
		AU 8101491 A	23-01-1992
		CA 2086328 A	30-12-1991
		CN 1058618 A,B	12-02-1992
		DE 69105976 D	26-01-1995
		DE 69105976 T	20-07-1995
		DK 536264 T	29-05-1995
		EP 0536264 A	14-04-1993
		ES 2068595 T	16-04-1995
		GR 3015379 T	30-06-1995
		IL 98610 A	28-11-1994
		RU 2094229 C	27-10-1997
		US 5439627 A	08-08-1995

EPO FORM P0460

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