

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 13.07.23.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 17.01.25 Bulletin 25/03.

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

⑥⑥ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : SAFRAN SA — FR.

⑦② Inventeur(s) : LAHMAR, Ali, ROIRAND, Quentin,
TRAN, Nicolas Quang-Ninh et FLOREANI, Christophe.

⑦③ Titulaire(s) : SAFRAN SA.

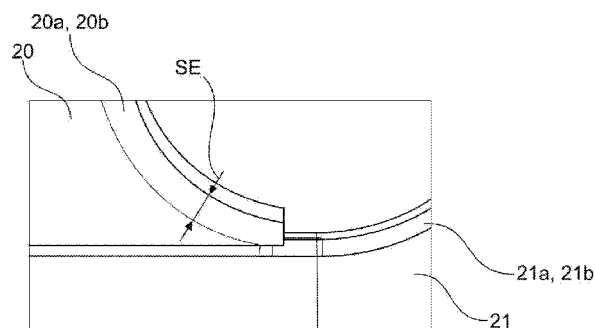
⑦④ Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

⑤④ PROCÉDE DE FABRICATION D'UNE PIÈCE MÉCANIQUE EN MATÉRIAU COMPOSITE AYANT UN ALESAGE
FORME A PARTIR DE DEUX PREFORMES FIBREUSES.

⑤⑦ L'invention concerne un procédé de fabrication d'une
pièce mécanique (10) en matériau composite qui comprend
un corps allongé et un alésage d'articulation disposé à
chaque extrémité du corps, le procédé comprenant les
étapes suivantes de :- réalisation d'une première préforme
formant une partie centrale (17) de la pièce mécanique (10)
et comprenant deux extrémités opposées de forme semi-
circulaire,- réalisation d'une deuxième préforme formant
une ceinture (18) entourant la partie centrale (17) et com-
prenant à deux extrémités opposées un bord de forme semi-
circulaire, et- assemblage de la deuxième préforme autour
de la première préforme pour que chaque extrémité de
forme semi-circulaire forme, sensiblement, avec le bord de
forme semi-circulaire correspondant de la deuxième pré-
forme, l'alésage d'articulation.

Selon l'invention, les extrémités de la première préforme
présentent une surépaisseur et le procédé comprend une
étape d'usinage de la surépaisseur intervenant après la
densification des première et deuxième préformes par une
matrice.

Figure pour l'abrégi : Fig. 8



Description

Titre de l'invention : PROCEDE DE FABRICATION D'UNE PIECE MECANIQUE EN MATERIAU COMPOSITE AYANT UN ALESAGE FORME A PARTIR DE DEUX PREFORMES FIBREUSES

Domaine technique de l'invention

[0001] La présente invention concerne le domaine aéronautique et en particulier une pièce mécanique en matériau composite destinée à être articulée avec d'autres organes à ses extrémités et un procédé de fabrication d'une telle pièce.

Arrière-plan technologique

[0002] Dans le domaine aéronautique, les avions et/ou les turbomachines peuvent être équipés d'une ou de plusieurs pièces mécaniques en matériau composite articulées à leurs extrémités. Un exemple de pièce mécanique en matériau composite articulée est une bielle qui est installée dans un train d'atterrissage d'un avion et qui est soumise en fonctionnement à des efforts mécaniques importants, en particulier en compression et en traction.

[0003] La [Fig.1] illustre une bielle 1 en matériau composite connue également sous la dénomination de barre de frein. La bielle 1 comprend un corps allongé 2, suivant un axe d'allongement 3, et deux alésages d'articulation 4 disposés respectivement à chaque extrémité 5 du corps allongé 2. En particulier, la bielle 1 est réalisée à l'aide de deux préformes fibreuses, une première préforme formant une partie centrale 6 de la bielle et une deuxième préforme formant une ceinture 7 entourant la partie centrale. Les alésages d'articulation 4 sont formés dans la première préforme. Les deux préformes sont assemblées dans un moule dans lequel est injectée une matrice. L'ensemble subit ensuite une densification pour obtenir la bielle finale avec les alésages dans la partie centrale.

[0004] Toutefois, l'interface entre la partie centrale 6 et la ceinture 7 peut être endommagée suite aux différentes variations de température que subit la pièce pendant son procédé de fabrication. Une étude expérimentale a révélé que des fissurations circonférentielles sont susceptibles d'apparaître et de se propager dans une zone circulaire 8 (entourée par des traits en pointillé) proche des alésages 4 aux extrémités 5 de la bielle. Les fissurations peuvent être dues à la déformation des différentes parties par exemple lors du refroidissement qui suit la polymérisation car chaque partie présente son propre coefficient de dilatation thermique, ce qui génère des contraintes résiduelles importantes dans cette zone.

[0005] Il existe un besoin de résoudre tout ou partie des inconvénients précités.

Résumé de l'invention

[0006] L'objectif de la présente invention est de fournir une solution simple, économique, et robuste, qui permet de diminuer les risques de fissuration d'une pièce en matériau composite pendant son procédé de fabrication.

[0007] Nous parvenons à cet objectif conformément à l'invention grâce à un procédé de fabrication d'une pièce mécanique en matériau composite, la pièce mécanique comprenant un corps allongé entre deux extrémités et un alésage d'articulation disposé à chaque extrémité, le procédé comprenant les étapes suivantes de :

- réalisation d'une première préforme destinée à former une partie centrale de la pièce mécanique et comprenant deux extrémités opposées ayant chacune une forme semi-circulaire,
- réalisation d'une deuxième préforme destinée à former une ceinture entourant la partie centrale et comprenant à deux extrémités opposées un bord de forme semi-circulaire, et
- assemblage de la deuxième préforme autour de la première préforme de manière que chaque extrémité de forme semi-circulaire forme, sensiblement, avec le bord de forme semi-circulaire correspondant de la deuxième préforme, l'alésage d'articulation, les extrémités présentant une surépaisseur et le procédé comprenant une étape d'usinage de la surépaisseur intervenant après une étape de densification des première et deuxième préformes par une matrice.

[0008] Ainsi, cette solution permet d'atteindre l'objectif susmentionné. En particulier, cette surépaisseur prédéterminée à l'endroit de l'extrémité arrondie de la partie centrale ou âme permet de réduire les contraintes résiduelles en sortie de moule et d'éviter la fissuration de la matrice entre la première préforme et la deuxième préforme densifiée. L'interface entre la partie centrale et la ceinture de la pièce est décalée au niveau de l'alésage afin de supprimer l'interface qui était susceptible de fissurer. Par ailleurs, un tel procédé de fabrication est peu coûteux et permet de réaliser un gain économique grâce aux gains de matière. Les propriétés de la pièce mécanique sont renforcées et sa durée de vie allongée.

[0009] Le procédé comprend également l'une ou plusieurs des caractéristiques et/ou étapes suivantes, prises seules ou en combinaison :

[0010] - la surépaisseur est comprise entre 5 mm et 10 mm.

[0011] - le procédé comprend une étape d'imprégnation des première et deuxième préformes par une matrice après l'étape d'assemblage de la deuxième préforme et de la première préforme ayant la surépaisseur à chaque extrémité.

[0012] - la première préforme et la deuxième préforme sont obtenues par un tissage tridi-

mensionnel.

- [0013] - dans l'étape de réalisation de la deuxième préforme, cette dernière est obtenue par un enroulement de plusieurs fils ou d'au moins une nappe autour d'un outillage de manière à réaliser plusieurs couches et un compactage des couches empilées.
- [0014] - un empilement de quatre à huit couches est obtenu après l'enroulement.
- [0015] - la deuxième préforme se présente sous la forme d'une unique bande continue et fermée.
- [0016] - les couches de la deuxième préforme sont identiques ou au moins une couche est différente des autres couches.

Brève description des figures

- [0017] L'invention sera mieux comprise, et d'autres buts, détails, caractéristiques et avantages de celle-ci apparaîtront plus clairement à la lecture de la description explicative détaillée qui va suivre, de modes de réalisation de l'invention donnés à titre d'exemples purement illustratifs et non limitatifs, en référence aux dessins schématiques annexés dans lesquels :
- [0018] - La [Fig.1] est une vue en coupe axiale d'un exemple de pièce mécanique selon l'art antérieur ;
- [0019] - La [Fig.2] est une vue en coupe axiale d'un exemple de pièce mécanique en matériau composite selon l'invention ;
- [0020] - La [Fig.3] est une vue en coupe axiale d'un autre exemple de réalisation de pièce mécanique en matériau composite selon l'invention ;
- [0021] - La [Fig.4] est une vue en perspective d'un exemple de préforme fibreuse destinée à former une partie centrale d'une pièce mécanique selon l'invention ;
- [0022] - La [Fig.5] est une vue en perspective d'un exemple de préforme fibreuse destinée à former une ceinture d'une pièce mécanique selon l'invention ;
- [0023] - La [Fig.6] illustre un ordinogramme d'un exemple de procédé de fabrication d'une pièce mécanique en matériau composite selon l'invention ;
- [0024] - La [Fig.7] est une vue en perspective et schématique d'un exemple d'outillage pour la mise en œuvre du procédé de fabrication selon la [Fig.6] ; et
- [0025] - La [Fig.8] est une vue de détail d'une interface entre deux parties d'une pièce en matériau composite selon l'invention.

Description détaillée de l'invention

- [0026] La [Fig.1] représente une pièce mécanique qui a déjà été décrite.
- [0027] La [Fig.2] représente une pièce mécanique 10 en matériau composite obtenue par un procédé de fabrication 100 selon l'invention.
- [0028] La pièce mécanique 10 en matériau composite est par exemple une bielle de train d'atterrissage mais non exclusivement. Une bielle de train d'atterrissage en matériau

composite permet de réduire la masse et d'optimiser ses performances mécaniques. La pièce mécanique 10 en matériau composite peut être utilisée dans d'autres types d'applications dans un aéronef ou dans une turbomachine d'aéronef.

- [0029] La pièce mécanique 10 comprend un corps allongé 11 s'étendant entre une première extrémité 12 et une deuxième extrémité 13 suivant un axe d'allongement 14. La pièce mécanique 10 comprend deux alésages d'articulation 15 qui sont agencés au niveau de la première extrémité 12 et de la deuxième extrémité 13. Les deux alésages d'articulation 15 traversent chacun le corps allongé 11 de part et d'autre suivant un axe 16. Les axes 16 sont parallèles entre eux et sont parallèles à un plan perpendiculaire à l'axe d'allongement 14. La pièce mécanique 10 est articulée entre deux organes de la turbomachine ou de l'aéronef autour des axes 16.
- [0030] Dans le présent exemple de réalisation, les alésages d'articulation 15 sont cylindriques et présentent un diamètre identique. De manière alternative et comme représenté sur la [Fig.3], les diamètres des alésages d'articulation 15 sont différents.
- [0031] La pièce mécanique 10 comprend une partie centrale 17 et une ceinture 18 qui entoure la partie centrale 17.
- [0032] La partie centrale 17 est réalisée à partir d'une première préforme fibreuse 20 (ou renfort fibreux) qui est représentée sur la [Fig.4]. La première préforme 20 est destinée à résister aux efforts de compression pendant le fonctionnement de la pièce mécanique 10.
- [0033] La ceinture 18 est réalisée à partir d'une deuxième préforme fibreuse 21 qui est représentée sur la [Fig.5]. La deuxième préforme 21 est destinée à résister aux efforts de traction en cours de fonctionnement. La première et la deuxième préforme fibreuse sont noyées dans une matrice ou résine.
- [0034] Suivant une caractéristique remarquable, chaque alésage d'articulation 15 est formé à partir d'une première portion 17a semi-circulaire de la partie centrale 17 et d'une deuxième portion 18a semi-circulaire de la ceinture 18. La première portion 17a et la deuxième portion 18b sont circulaires ou semi-circulaires.
- [0035] Nous allons maintenant décrire le procédé de fabrication 100 de la pièce mécanique. Les différentes étapes du procédé sont illustrées sur la [Fig.6].
- [0036] Le procédé de fabrication 100 comprend une étape de réalisation 101 de la première préforme 20 fibreuse. La première préforme 20 fibreuse est obtenue avantageusement à partir d'un tissage tridimensionnel (tissage 3D).
- [0037] Nous entendons dans la présente invention par « tissage tridimensionnel » un tissage dans lequel certains fils de trame et fils de chaîne sont liés sur plusieurs couches de trame. Le tissage tridimensionnel favorise une bonne liaison entre les couches et une bonne tenue mécanique de la préforme et par la suite de la pièce en matériau composite.

- [0038] Les fibres utilisées pour le tissage de la première préforme sont choisies parmi les fibres de carbone, d'aramide, de verre ou autre.
- [0039] Telle qu'illustrée sur la [Fig.4], la première préforme 20 est allongée et s'étend entre deux extrémités 20a, 20b opposées. Celle-ci présente une forme sensiblement parallélépipédique. Ces extrémités 20a, 20b présentent chacune une forme en arc de cercle ou semi-circulaire. La forme semi-circulaire des extrémités 20a, 20b est destinée à former une portion de l'alésage d'articulation 15 de la pièce mécanique 10 et en particulier la première portion 17a semi-circulaire de la partie centrale 17. Avantageusement, la première préforme 20 est tissée de manière à obtenir une surépaisseur prédéterminée SE qui est agencée à chaque extrémité 20a, 20b de forme semi-circulaire. La surépaisseur prédéterminée SE prolonge l'extrémité de la pièce et suit la forme semi-circulaire en étant proche de la forme finale attendue. La surépaisseur prédéterminée SE est comprise entre 5 et 10 mm. Dans le présent exemple, la surépaisseur prédéterminée SE est de l'ordre de 6 mm. Une surépaisseur prédéterminée inférieure à 5 mm pourrait induire une complexité dans la fabrication (car une continuité des fibres lors du tissage est nécessaire) et un défaut de répétabilité dans le procédé de fabrication. Les propriétés mécaniques seraient variables d'une pièce mécanique à l'autre ce qui n'est pas souhaitable. A l'inverse, une surépaisseur prédéterminée supérieure à 10 mm pourrait augmenter la rigidité et les contraintes résiduelles dans cette zone soit un risque de fissuration. Bien entendu, cette surépaisseur prédéterminée dépend de plusieurs paramètres. Des exemples de paramètres sont les dimensions et la configuration de la pièce mécanique 10, de sa raideur, de l'orientation des fibres, du coefficient de dilatation des première et deuxième préformes, du diamètre des alésages d'articulation de la pièce mécanique pour estimer les contraintes résiduelles dans les interfaces, des contraintes liées à la fabrication de la pièce pour assurer la continuité des fils de chaîne, la facilité d'usinage par la suite, etc. La surépaisseur prédéterminée est ni trop élevée, ni trop faible.
- [0040] La surépaisseur prédéterminée SE est obtenue de manière avantageuse à l'aide d'un modèle numérique.
- [0041] Le procédé de fabrication 100 comprend une étape de réalisation 102 de la deuxième préforme 21 fibreuse. La deuxième préforme 21 fibreuse est obtenue également à partir d'un tissage 3D. Dans le cadre de ce tissage 3D, les fils de trame et de chaîne sont enroulés autour d'un premier outillage 50 ayant une forme sensiblement oblongue. Préférentiellement, plusieurs couches d'une nappe tissées en 3D sont enroulées autour du premier outillage 50 (le long de la surface périphérique de l'outillage). Les couches peuvent être réalisées à l'aide de plusieurs nappes. Un exemple de premier outillage 50 est représenté de manière schématique sur la [Fig.7] où un fil de trame 51 s'enroule autour d'une surface périphérique 52 de celui-ci. La forme de l'outillage 50 garantit la

forme de la deuxième préforme 21 fibreuse, soit ici la forme de la ceinture 18. Dans le cas d'une pièce mécanique 10 avec des alésages de différentes tailles, la ceinture 18 aura une forme correspondant à cette différence de dimensions ainsi que l'outillage.

[0042] De manière avantageuse, mais non limitativement, les fils de trame et de chaîne sont enroulés de manière à obtenir un empilement de plusieurs couches. L'empilement peut comprendre huit couches. Bien entendu, le nombre de couches peut être inférieur ou supérieur en fonction des dimensions de la ceinture 18 recherchée. Les différentes couches sont ensuite compactées pour obtenir la deuxième préforme 21. Pour cela, l'empilement des différentes couches de fils enroulés est transféré vers un deuxième outillage (non représenté) de manière à réaliser le compactage. Après l'enroulement et le compactage, la deuxième préforme 21 se présente sous la forme d'une unique bande continue et fermée. Une telle étape de réalisation 102 permet de maîtriser l'épaisseur de la deuxième préforme.

[0043] En référence à la [Fig.5], la deuxième préforme 21, présente une forme générale circulaire, voire oblongue. La deuxième préforme 21 comprend deux bords circulaires 21a, 21b qui sont situés aux extrémités opposées de celle-ci.

[0044] De manière avantageuse, mais non limitativement, les couches constituant la préforme sont identiques. En particulier, le pourcentage des fils de trame et de fils de chaîne sont identiques dans chaque couche. A titre d'exemple, dans chaque couche, il peut y avoir un pourcentage de 70% de fils de chaîne et un pourcentage de 30% de fils de trame. Les fils de chaîne apportent des propriétés mécaniques dans le sens de chargement ce qui implique que son pourcentage est plus important que celui des fils de trame.

[0045] De manière alternative, les couches sont différentes. Les couches peuvent être différentes des unes des autres ou au moins une couche peut être différente des autres. C'est-à-dire que la deuxième préforme 21 peut comprendre une succession de deux couches avec un pourcentage de 70% de fils de chaîne et 30% de fils de trame, deux couches avec un pourcentage de 50% de fils de trame et 50 de fils de chaîne, et deux couches avec un pourcentage de 80% de fils de chaîne et 20% de fils de trame. Les compositions des couches vont dépendre bien entendu des caractéristiques mécaniques attendues dans la ceinture 18. Nous obtenons une flexibilité dans le choix des couches avec une telle étape de réalisation 102.

[0046] Le procédé de fabrication 100 comprend une étape d'assemblage 103 de la première préforme 20 et de la deuxième préforme 21. Les préformes sont assemblées de sorte que chaque extrémité 20a, 20b de forme semi-circulaire de la première préforme 20 forme, sensiblement, avec le bord de forme circulaire correspondant de la deuxième préforme 21, l'alésage d'articulation 15. De manière avantageuse, la première préforme 20 et la deuxième préforme 21 sont assemblées dans un moule qui a la forme

de la pièce mécanique (avant usinage).

- [0047] De manière optionnelle, le procédé comprend une étape de séchage de la deuxième préforme 21 avant l'étape d'assemblage. Préalablement, les première et deuxième préformes 20, 21 sont mouillées de préférence à l'eau puis sont compactées. Le mouillage et le compactage permettent de garantir le niveau de taux volumique des fibres après imprégnation de la résine à un niveau prédéfini.
- [0048] Le procédé de fabrication 100 comprend une étape d'imprégnation 104 des fibres des première et deuxième préformes 20, 21 par une matrice. Avantageusement cette étape 104 intervient après l'étape d'assemblage 103. La matrice est de manière avantageuse, mais non limitativement une matrice organique. Un exemple de matrice organique est une matrice polymère telle qu'une résine à base d'époxyde ou une matrice polymère thermoplastique (en complément de polymère thermodurcissable comme les bases époxy). De manière optionnelle, l'imprégnation est une injection de la matrice qui a lieu dans un moule (non représenté) dans lequel les première et deuxième préformes 20, 21 sont préalablement disposées. L'injection peut être réalisée selon un procédé de moulage type RTM (signifiant en anglais « Resin Transfer Moulding »). Le procédé de moulage peut être réalisé sous vide.
- [0049] Le procédé de fabrication 100 comprend une étape de densification 105 de manière à obtenir une pièce mécanique 10 rigide. La densification peut être obtenue dans un dispositif permettant d'élever la température qui provoque la polymérisation (ou cuisson) de la matrice. La température peut atteindre une valeur de l'ordre de 200°C concomitamment avec une pression de 2 à 10 bars. Avec une matrice de polymère thermodurcissable à base époxy, la température de polymérisation est de 180°C et la pression d'injection est comprise entre 2 et 30 bars pendant le cycle. Cette étape peut avoir lieu également dans le moule d'injection de la matrice.
- [0050] La pièce mécanique 10 densifiée comprend cette surépaisseur SE qui se projette à l'intérieur de l'alésage et le long de la surface arrondie de la portion d'alésage 17a comme cela est visible sur la [Fig.8]. Le risque de contrainte dans cette zone avec la surépaisseur est divisé quasiment par deux.
- [0051] Le procédé de fabrication 100 comprend en outre une étape d'usinage 106 de la surépaisseur SE. L'usinage permet d'obtenir le tracé final correspondant à la deuxième portion de l'alésage. En particulier, l'extrémité de forme semi-circulaire avec la surépaisseur SE est proche du diamètre de l'alésage d'articulation final ce qui implique d'une part, une réduction de la rigidité dans cette zone et d'autre part, un minimum de matière à usiner.
- [0052] De la sorte, une telle pièce mécanique 10 obtenue avec le procédé de l'invention, peut résister à des ruptures en cisaillement ou en clivage et avoir une durée de vie plus longue grâce à une réduction des contraintes résiduelles à l'interface entre les

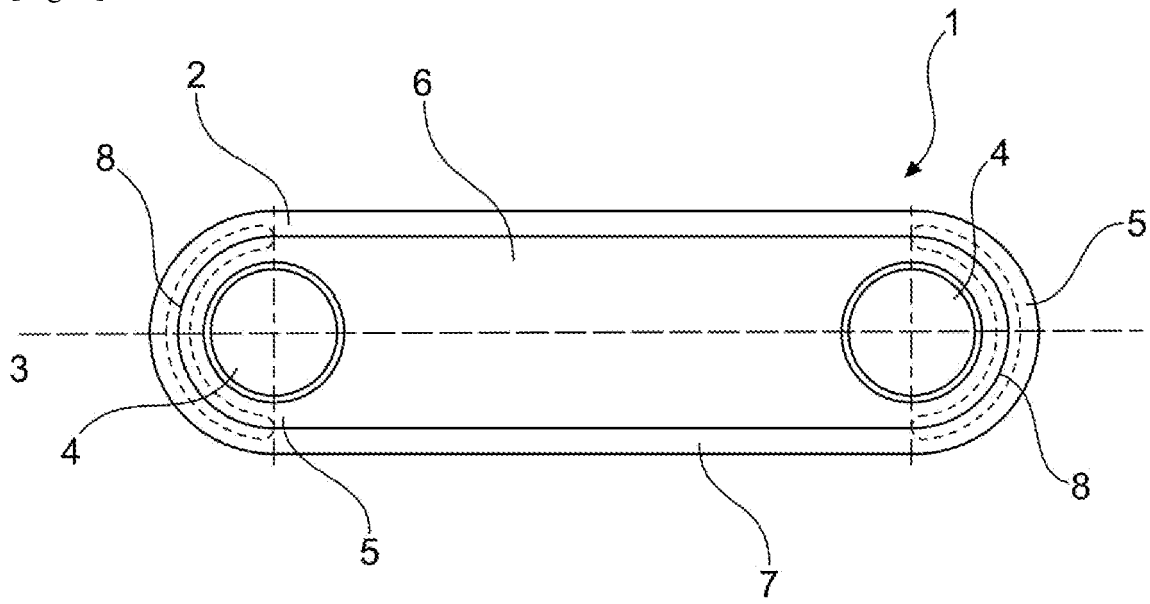
préformes au niveau de l'alésage.

Revendications

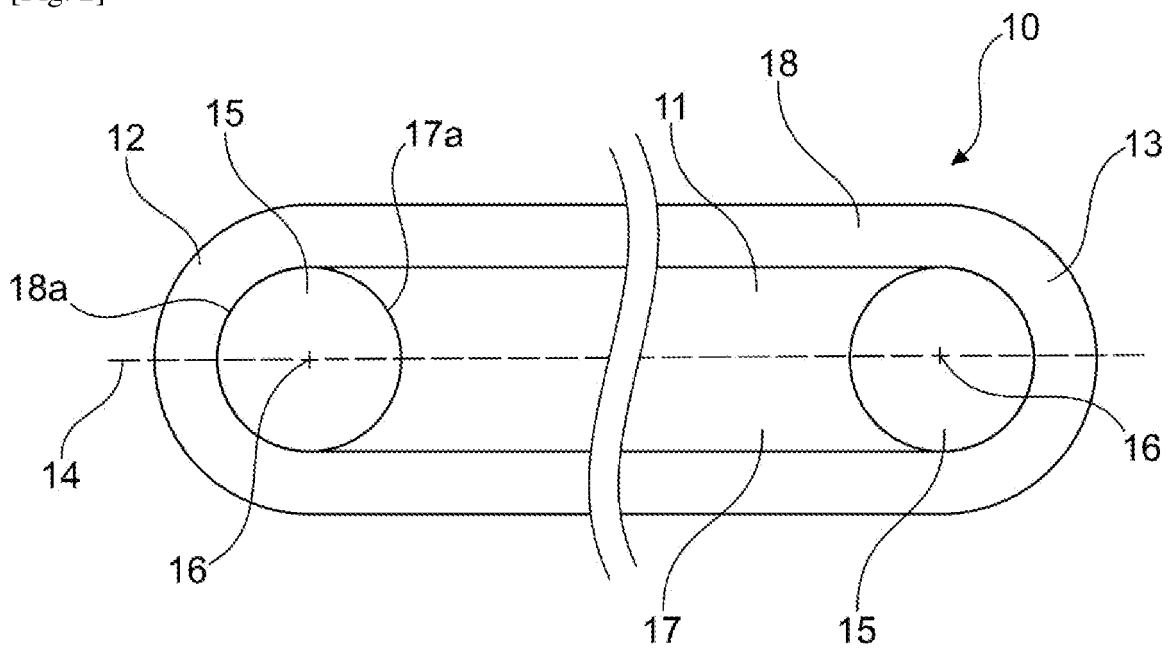
- [Revendication 1] Procédé de fabrication (100) d'une pièce mécanique (10) en matériau composite, la pièce mécanique (10) comprenant un corps allongé (11) entre deux extrémités (12, 13) et un alésage d'articulation (15) disposé à chaque extrémité (12, 13), le procédé comprenant les étapes suivantes de :
- réalisation (101) d'une première préforme (20) destinée à former une partie centrale (17) de la pièce mécanique (10) et comprenant deux extrémités (20a, 20b) opposées ayant chacune une forme semi-circulaire,
 - réalisation (102) d'une deuxième préforme (21) destinée à former une ceinture (18) entourant la partie centrale (17) et comprenant à deux extrémités opposées un bord (21a, 21b) de forme semi-circulaire, et
 - assemblage (103) de la deuxième préforme (21) autour de la première préforme (20) de manière que chaque extrémité (20a, 20b) de forme semi-circulaire forme, sensiblement, avec le bord de forme semi-circulaire correspondant de la deuxième préforme (21), l'alésage d'articulation (15),
- caractérisé en ce que les extrémités (20a, 20b) présentent une surépaisseur (SE) et en ce que le procédé comprend une étape d'usinage (106) de la surépaisseur (SE) intervenant après une étape de densification (105) des première et deuxième préformes (20, 21) par une matrice.
- [Revendication 2] Procédé (100) selon la revendication précédente, caractérisé en ce que la surépaisseur (SE) est comprise entre 5 mm et 10 mm.
- [Revendication 3] Procédé (100) selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le procédé comprend une étape d'imprégnation (104) des première et deuxième préformes (20 ; 21) par une matrice après l'étape d'assemblage (103) de la deuxième préforme (21) et de la première préforme (20) ayant la surépaisseur (SE) à chaque extrémité (20a, 20b).
- [Revendication 4] Procédé (100) selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la première préforme (20) et la deuxième préforme (21) sont obtenues par un tissage tridimensionnel.
- [Revendication 5] Procédé (100) selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que dans l'étape de réalisation (102), la deuxième préforme (21) est obtenue par un enroulement de plusieurs fils ou d'au moins une nappe autour d'un outillage (50) de manière à réaliser plusieurs couches et un compactage des couches empilées.

- [Revendication 6] Procédé (100) selon la revendication précédente, caractérisé en ce qu'un empilement de six couches est obtenu après l'enroulement.
- [Revendication 7] Procédé (100) selon l'une des revendications 5 à 6, caractérisé en ce que la deuxième préforme (21) se présente sous la forme d'une unique bande continue et fermée.
- [Revendication 8] Procédé (100) selon l'une des revendications 5 à 7, caractérisé en ce que les couches de la deuxième préforme (21) sont identiques ou au moins une couche est différente des autres couches.

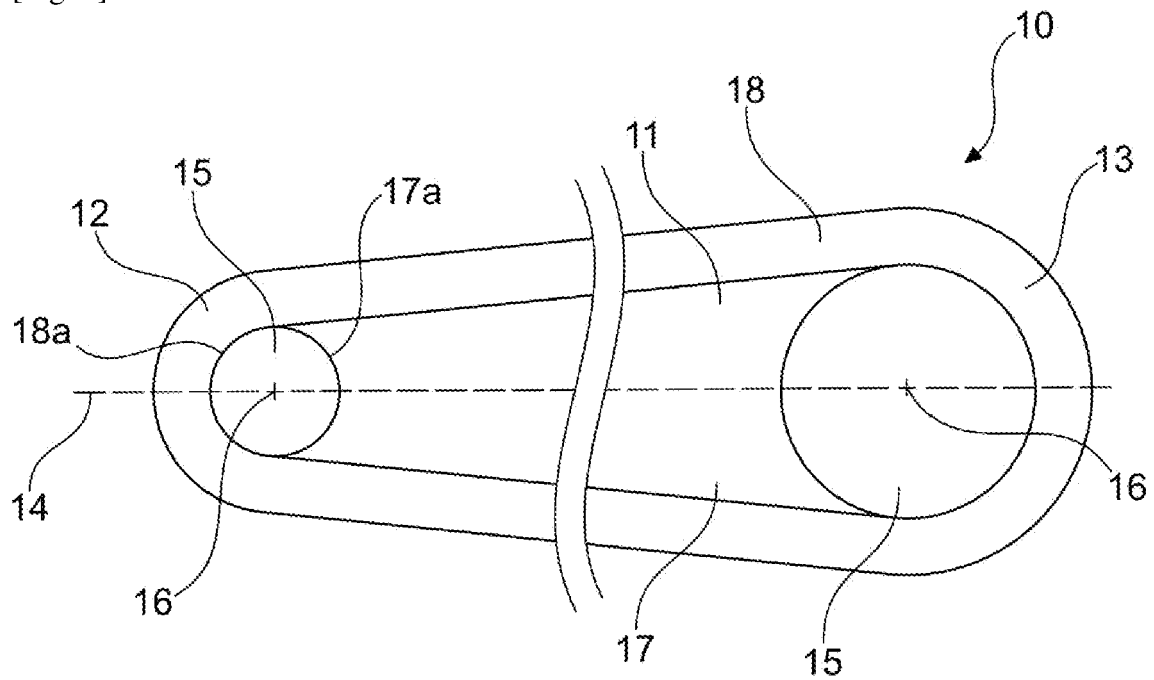
[Fig. 1]



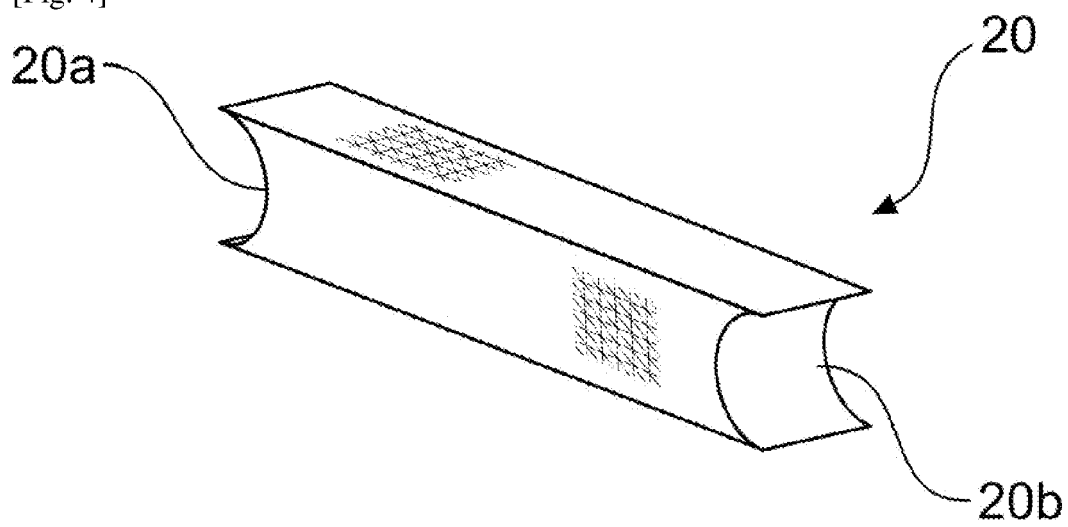
[Fig. 2]



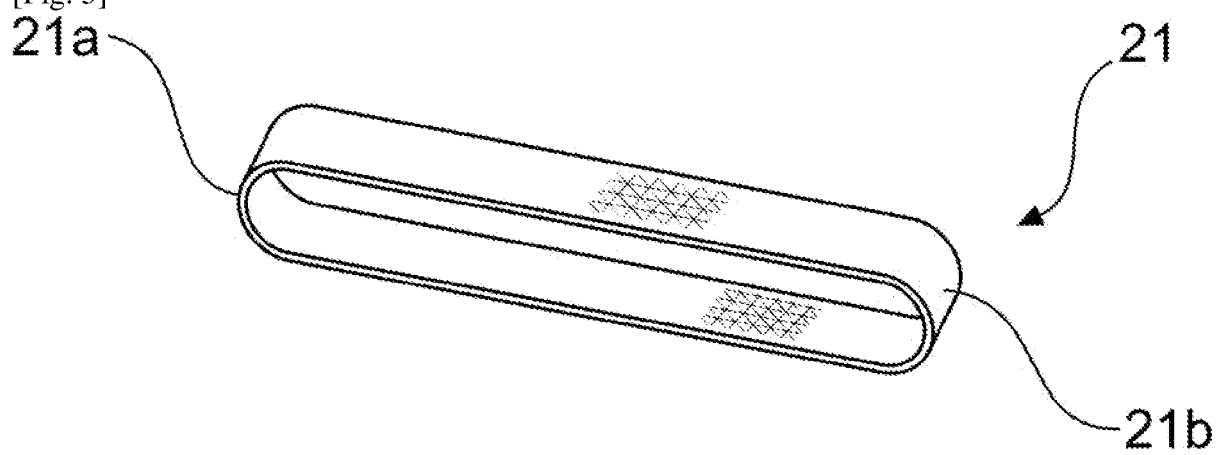
[Fig. 3]



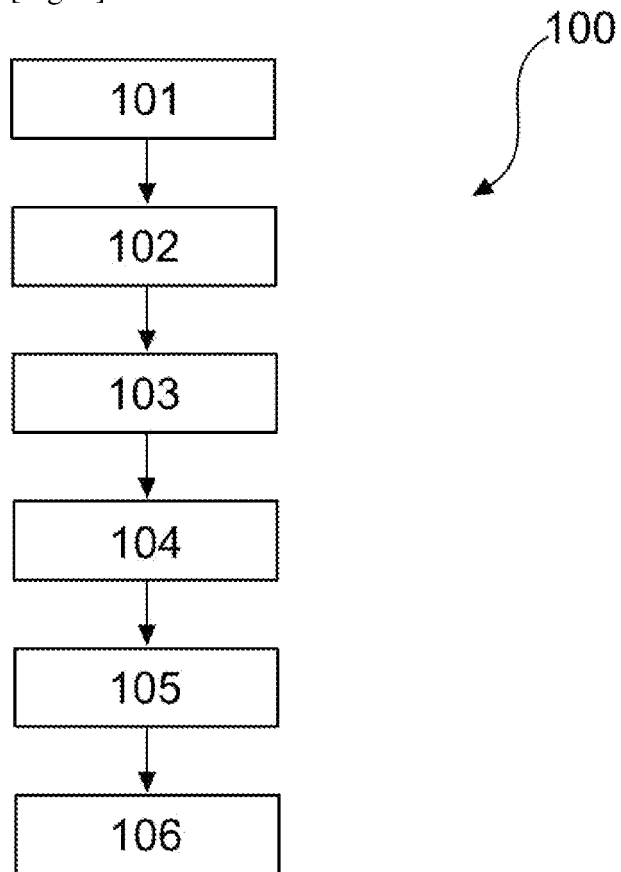
[Fig. 4]



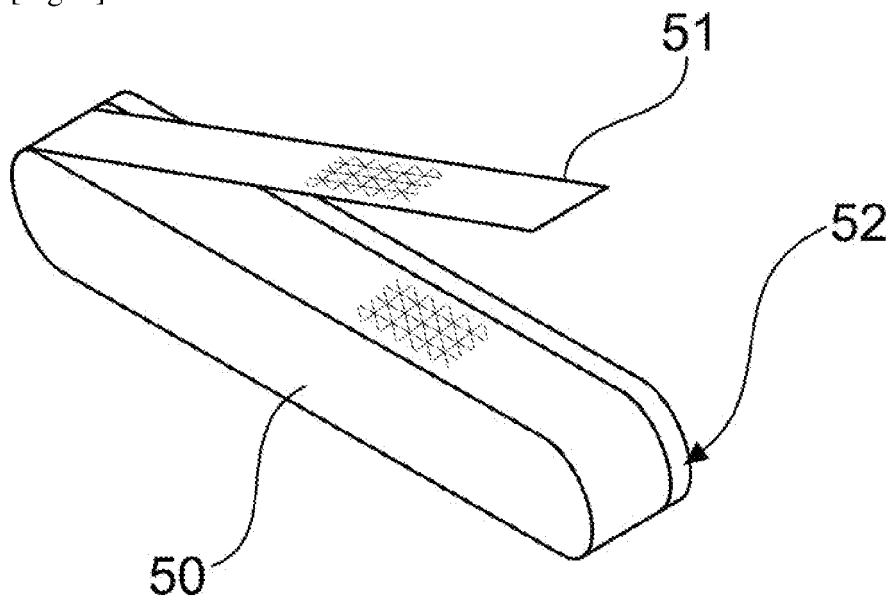
[Fig. 5]



[Fig. 6]



[Fig. 7]

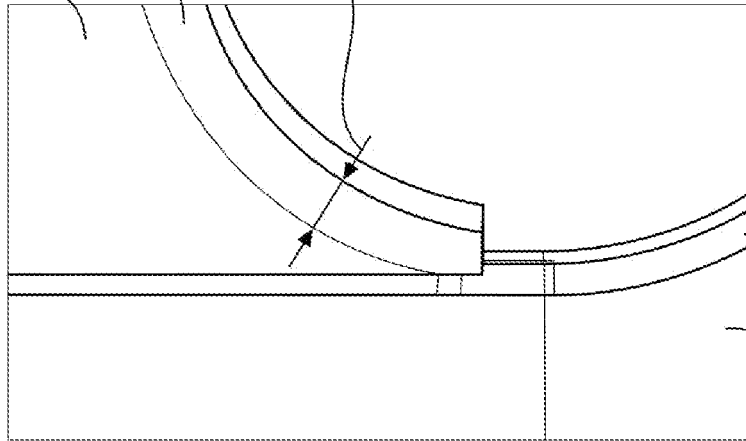


[Fig. 8]

20a, 20b

20

SE



21a, 21b

21

RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 921520
FR 2307539

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		
A	FR 2 543 054 A1 (RENAULT [FR]) 28 septembre 1984 (1984-09-28) * revendication 1; figures 1-5 * -----	1-8	B29B11/04 B29C70/48 F16C7/02
A	CH 652 176 A5 (SEGER & HOFFMANN AG) 31 octobre 1985 (1985-10-31) * page 3, colonne droite, lignes 36-45, 55-60; figures 1-3 * -----	1-8	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B29C B29L
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
31 janvier 2024		Bibollet-Ruche, D	
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			

RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2307539 FA 921520

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

CH 652176 A5 31-10-1985 AUCUN