

12 DEMANDE DE BREVET D'INVENTION A1

22 Date de dépôt : 17.04.23.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 18.10.24 Bulletin 24/42.

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

60 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

71 Demandeur(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES
SOCIETE PAR ACTIONS SIMPLIFIEE — FR.

72 Inventeur(s) : TREBAOL Julien David Alexandre.

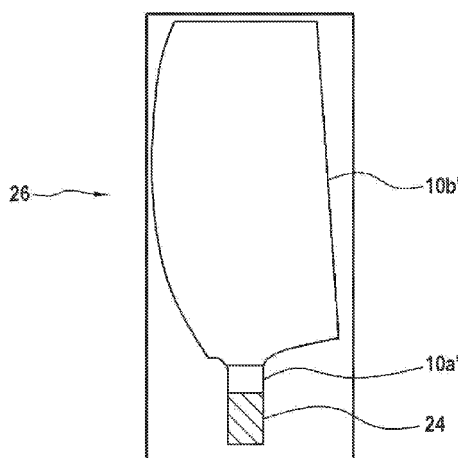
73 Titulaire(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES
SOCIETE PAR ACTIONS SIMPLIFIEE.

74 Mandataire(s) : CABINET BEAU DE LOMENIE.

54 PROCEDE DE FABRICATION D'UNE PIECE ET PIECE AINSI FABRIQUEE.

57 L'invention concerne un procédé de fabrication d'une
pièce (26) à partir d'une préforme comprenant des fibres de
renfort et deux zones adjacentes reliées entre elles par des
fibres de renfort, comprenant la réalisation d'une structure
composite distincte pour chaque zone, en réalisant une pre-
mière structure métallique (10a') d'une première zone, puis
une deuxième structure (10b') d'une deuxième zone,
chaque structure composite distincte étant réalisée en intro-
duisant une matrice composite dans une zone de la pré-
forme et en appliquant à cette zone des conditions
opératoires, notamment de température, propres à la réali-
sation de la structure à partir des fibres de la zone et de la
matrice introduite, les différentes zones de la préforme étant
traitées dans un ordre correspondant à l'ordre décroissant
des températures utilisées dans les conditions opératoires
appliquées à la réalisation des structures composites dis-
tinctes. Le procédé comprend l'assemblage d'une pièce
métallique (24) avec la première zone.

Figure pour l'abrégé : Fig. 3



Description

Titre de l'invention : PROCEDE DE FABRICATION D'UNE PIECE ET PIERCE AINSI FABRIQUEE

Domaine technique

- [0001] Le présent exposé concerne un procédé de fabrication d'une pièce et une pièce ainsi fabriquée.
- [0002] L'invention s'applique notamment aux pièces aéronautiques et spatiales, en particulier dans les turbomachines, notamment aéronautiques.

Technique antérieure

- [0003] En aéronautique les pièces qui sont utilisées, par exemple dans les turboréacteurs et, en particulier, les aubes de rotor, sont soumises à des contraintes opérationnelles sévères.
- [0004] De plus en plus de pièces aéronautiques sont réalisées dans des matériaux composites en raison du très bon compromis poids/raideur que ces matériaux permettent d'atteindre.
- [0005] Le choix d'un matériau composite est généralement opéré en fonction des températures d'utilisation prévues. Pour une pièce aéronautique, le choix peut par exemple porter sur l'utilisation d'un Composite à Matrice Organique (CMO), d'un Composite à Matrice Métallique (CMM) ou d'un Composite à Matrice Céramique (CMC).
- [0006] Toutefois, une problématique peut survenir lorsque la pièce doit être adaptée à un champ de contraintes ou de températures qui est susceptible de varier spatialement et/ou temporellement, de manière significative, lors de l'utilisation de la pièce.
- [0007] Pour tenir compte d'une telle adaptation, la pièce peut être réalisée en plusieurs parties qui sont adaptées chacune à un champ de contraintes/températures spécifique et qui sont ensuite assemblées pour obtenir la pièce finale. Toutefois, l'opération d'assemblage des différentes parties peut s'avérer critique, voire très complexe à mettre en œuvre et d'un coût économique relativement élevé.
- [0008] Par ailleurs, lorsque les pièces à fabriquer sont des aubes de rotor, on utilise généralement du métal pour réaliser pied de l'aube compte tenu des contraintes auxquelles est soumis le pied lors de l'utilisation de l'aube.
- [0009] L'utilisation d'un Composite à Matrice Métallique (CMM) qui est obtenu par moulage, peut générer au niveau du pied d'aube un état de surface rugueux et donc de qualité insuffisante si l'on souhaite notamment aménager autour du pied des roulements servant au réglage du calage du pas de l'aube.
- [0010] Au vu de ce qui précède, il serait donc utile de pouvoir réaliser de manière simple une pièce permettant de tenir compte des exigences formulées ci-dessus.

Exposé de l'invention

- [0011] L'invention a ainsi pour objet un procédé de fabrication d'une pièce à partir d'une préforme comprenant des fibres de renfort et qui comporte plusieurs zones, la préforme comportant au moins deux zones adjacentes qui sont telles qu'au moins certaines fibres de renfort de la préforme ont une longueur qui s'étend dans lesdites au moins deux zones adjacentes de manière à assurer une continuité des fibres de renfort d'une zone à l'autre, le procédé comprenant la réalisation d'une structure composite distincte pour chacune desdites au moins deux zones adjacentes de la préforme, en réalisant d'abord une première structure composite métallique d'une première de ces zones, puis une deuxième structure composite d'une deuxième zone adjacente à cette première zone, et ainsi de suite pour chaque zone additionnelle adjacente éventuelle, la première structure composite étant réalisée, d'une part, en introduisant une matrice composite métallique dans la première zone et, d'autre part, en appliquant à cette zone des conditions opératoires, notamment de température, propres à la réalisation de la structure composite à partir des fibres de renfort de la zone et de la matrice composite introduite, les différentes zones desdites au moins deux zones adjacentes de la préforme étant traitées dans un ordre qui correspond à l'ordre décroissant des températures utilisées dans les conditions opératoires appliquées à la réalisation des structures composites distinctes, caractérisé en ce que le procédé comprend également l'assemblage d'une pièce métallique avec la première zone de la préforme.
- [0012] Ce procédé permet de fabriquer des pièces de manière particulièrement simple et efficace. Le procédé décrit ci-dessus permet de traiter séparément (spatialement et temporellement) des zones adjacentes ou contigües (deux par deux) d'une même préforme dans la mesure où ces zones adjacentes ont en commun des fibres de renfort de la préforme qui s'étendent physiquement dans chacune de ces zones et relient une zone à l'autre. Ces fibres de renfort assurent ainsi une continuité spatiale/géométrique entre les zones traitées à l'intérieur desquelles elles s'étendent, de telle manière que la préforme est formée d'un seul tenant et non en plusieurs parties. Chacune de ces zones peut ainsi subir un traitement qui lui est propre (spécifique) afin d'y réaliser une structure en matériau composite spécifique, distincte d'une zone à l'autre. Le traitement spécifique est un traitement ou une méthode de traitement (type de matrice composite utilisée, conditions opératoires, notamment de température, de pression, propres à la réalisation d'un composite donné) qui vise à réaliser une structure composite dans une zone dite zone d'application, alors que la zone adjacente à cette zone d'application, au sens défini précédemment (c'est-à-dire la zone qui est liée spatialement à la zone d'application par l'intermédiaire de fibres de renfort) n'est pas traitée pendant ce temps (elle peut avoir déjà été traitée ou sera traitée après). La zone

adjacente est par exemple protégée ou isolée de la zone d'application (zone en cours de traitement). Ce procédé permet ainsi de réaliser une pièce en matériau composite qui présente des structures composites distinctes correspondant à des zones ou portions géométriques distinctes de la pièce répondant à des contraintes d'utilisation, d'environnement ou d'interface variant d'une zone à l'autre (ces différentes contraintes empêchent de réaliser la pièce dans un seul et même matériau composite qui ne pourrait en effet pas répondre simultanément à un tel cahier des charges).

- [0013] Plus particulièrement, la première zone de la préforme est réalisée avec une structure composite métallique et une pièce métallique est assemblée avec cette première zone, soit après la réalisation de la structure composite dans cette première zone ou lors de celle-ci. La pièce métallique rapportée présente l'avantage d'offrir un état de surface qui ne dépend pas de la réalisation de la pièce en composite et des particularités de fabrication qui y sont liées. Ainsi, la pièce métallique peut présenter un état de surface de grande qualité (avec une rugosité minimale et contrôlée), permettant par exemple d'accueillir des roulements externes, comme cela est demandé pour des pieds d'aube à calage variable. Le métal en lui-même peut également être de meilleure qualité qu'un métal qui est, par exemple, obtenu par fonderie. Les procédés de fabrication utilisés pour réaliser une telle pièce métallique rapportée peuvent être conventionnels et donc d'un coût économique relativement raisonnable au vu d'une réalisation de pièce en composite.
- [0014] Selon d'autres caractéristiques possibles :
- la pièce métallique est une pièce de révolution ;
 - l'assemblage est réalisé au choix :
 - par insertion de la pièce métallique lors du moulage à basse pression ou par gravité de la structure composite métallique;
 - par soudage ;
 - par assemblage mécanique, de préférence en utilisant au moins un organe d'assemblage rapporté ;
- [0015] -la pièce métallique est insérée au fond d'un moule, la préforme est introduite dans le moule au-dessus de la pièce métallique et une matrice composite métallique est introduite dans le moule afin de réaliser le moulage à basse pression ou par gravité de la structure composite métallique et la solidarisation de cette dernière avec la pièce métallique ;
- [0016] -la préforme comporte deux zones distinctes adjacentes, la matrice introduite dans la deuxième zone étant différente de celle de la première zone et choisie parmi une matrice organique et une matrice céramique;
- les fibres de renfort comprennent des fibres de carbone, des fibres de carbure de silicium, des fibres de verre, des fibres de bore, des fibres d'alumine;

-la préforme est formée d'un seul tenant.

[0017] L'invention a également pour objet une pièce en matériau composite qui comprend plusieurs structures composites distinctes réalisées par le procédé brièvement exposé ci-dessus et qui sont intimement liées l'une à l'autre par les fibres de renfort communes.

[0018] Selon d'autres caractéristiques possibles :

[0019] -les structures composites distinctes sont destinées à être soumises chacune à un champ de contraintes mécaniques et/ou de températures distinct d'une zone à l'autre;

[0020] -la pièce en matériau composite est une aube de rotor de turbomachine (aube de soufflante);

[0021] -l'aube de rotor comprend, d'une part, un pied d'aube comportant une première partie formée d'une structure composite réalisée à partir d'une matrice métallique (CMM) et une deuxième partie formée de la pièce métallique assemblée avec la première zone de la préforme et, d'autre part, une pale formant une structure composite réalisée à partir d'une matrice organique (CMO);

[0022] -la pièce est une hélice de turbopropulseur.

[0023] L'invention a également pour objet un rotor (soufflante) de turbomachine comprenant une pluralité de pièces (aubes de rotor) telles que brièvement exposées ci-dessus.

[0024] L'invention a aussi pour objet une turbomachine comprenant un rotor de turbomachine tel que brièvement exposé ci-dessus.

Brève description des dessins

[0025] D'autres caractéristiques et avantages de l'objet du présent exposé ressortiront de la description suivante de modes de réalisation, donnés à titre d'exemples non limitatifs, en référence aux figures annexées.

[0026] [Fig.1A] La [Fig.1A] est une représentation schématique d'une première étape de réalisation d'une préforme d'aube de soufflante selon un mode de réalisation d'un procédé selon l'invention;

[0027] [Fig.1B] La [Fig.1B] illustre une étape suivante de placement de la préforme de la [Fig.1A] dans un moule selon le mode de réalisation du procédé ;

[0028] [Fig.1C] La [Fig.1C] illustre une étape suivante du mode de réalisation du procédé au cours de laquelle une matrice composite métallique est introduite dans le moule de la [Fig.1B] ;

[0029] [Fig.1D] La [Fig.1D] illustre une étape de réalisation d'une première structure composite métallique selon le mode de réalisation du procédé ;

[0030] [Fig.1E] La [Fig.1E] illustre une étape ultérieure du mode de réalisation du procédé au cours de laquelle la structure composite subit un traitement mécanique de finition

après démoulage ;

- [0031] [Fig.1F] La [Fig.1F] illustre une étape suivante de placement de la préforme partiellement traitée de la [Fig.1E] dans un moule selon le mode de réalisation du procédé;
- [0032] [Fig.1G] La [Fig.1G] est une vue schématique illustrant l'introduction d'une matrice composite organique dans le moule de la [Fig.1F] ;
- [0033] [Fig.1H] La [Fig.1H] illustre la réalisation de la deuxième structure composite organique selon le mode de réalisation du procédé afin d'obtenir une pièce composite ;
- [0034] [Fig.2A] La [Fig.2A] illustre une étape d'assemblage d'une pièce métallique à la pièce composite de la [Fig.1H] ;
- [0035] [Fig.2B] La [Fig.2B] illustre un exemple de réalisation possible pour l'étape d'assemblage de la [Fig.2A];
- [0036] [Fig.3] La [Fig.3] est une représentation schématique d'une aube de soufflante obtenue après assemblage de la pièce métallique de la [Fig.2A] ;
- [0037] [Fig.4A] La [Fig.4A] illustre une étape suivante d'insertion d'une pièce métallique dans le fond d'un moule selon une variante de réalisation du procédé ;
- [0038] [Fig.4B] La [Fig.4B] illustre une étape suivante de placement de la préforme de la [Fig.1A] dans le moule de la [Fig.4A];
- [0039] [Fig.4C] La [Fig.4C] illustre une étape suivante au cours de laquelle une matrice composite métallique est introduite dans le moule de la [Fig.4B] ;
- [0040] [Fig.4D] La [Fig.4D] illustre une étape de réalisation d'une première structure composite métallique solidarisée à la pièce métallique insérée à la [Fig.4A];
- [0041] [Fig.4E] La [Fig.4E] illustre une étape ultérieure au cours de laquelle l'ensemble de la structure composite et de la pièce métallique subit un traitement mécanique de finition après démoulage ;
- [0042] [Fig.5] La [Fig.5] est une représentation schématique d'une turbomachine intégrant une soufflante dont les aubes ont été fabriquées selon le mode de réalisation du procédé dont les étapes sont illustrées aux figures précédentes ;
- [0043] [Fig.6] La [Fig.6] illustre l'une des aubes de la [Fig.5].

Description détaillée

- [0044] La description détaillée qui suit concerne un mode de réalisation d'un procédé de fabrication d'une aube de soufflante, en partie en matériau composite, d'une turbomachine pour un avion.
- [0045] Toutefois, le procédé de fabrication selon l'invention s'applique à la fabrication d'autres pièces pour l'aéronautique et le spatial pour lesquelles des zones distinctes d'une même pièce doivent répondre à un cahier des charges fonctionnel différent d'une zone à l'autre lorsque la pièce est mise en opération.
- [0046] Les Figures 1A-H illustrent différentes étapes possibles du procédé de fabrication

d'une aube partiellement en matériau composite mentionné ci-dessus. On notera que la description qui suit s'applique également à la fabrication de toute autre pièce ayant au moins deux parties ou zones à transformer en zones composites indépendamment l'une de l'autre, en utilisant soit les mêmes matrices composites soit une ou d'autres matrices composites.

- [0047] La [Fig.1A] illustre de manière très schématique la fabrication d'une préforme 10 d'une aube de soufflante (il pourrait s'agir de manière générale d'une aube de rotor). Cette préforme est composée de fibres de renfort longues, par exemple des fibres de carbone, qui forment un maillage ou structure de fibres entrecroisées en deux dimensions ou en trois dimensions. La réalisation d'une telle préforme ou ébauche en fibres de renfort est largement connue de l'homme de l'art. À titre d'exemple, la préforme peut être réalisée de manière connue en tissage 3D.
- [0048] Sur la [Fig.1A], les fibres de renfort sont représentées sous la forme d'un entrecroisement de premières fibres qui s'étendent dans une première direction f1 (fibres longues) et de deuxièmes fibres qui s'étendent dans une deuxième direction f2, ici perpendiculaire à la première direction.
- [0049] Dans le présent mode de réalisation, les premières fibres sont appelées fibres longitudinales et sont destinées à s'étendre suivant la dimension longitudinale ou hauteur de l'ébauche (correspondant à la hauteur de l'aube), tandis que les deuxièmes fibres sont appelées fibres transversales et sont destinées à s'étendre suivant la dimension transversale ou largeur de l'ébauche (cette dimension s'étend suivant la corde de l'aube, c'est-à-dire entre le bord d'attaque et le bord de fuite de celle-ci).
- [0050] La préforme 10 comporte deux parties ou zones adjacentes ou contiguës (spatialement), à savoir une partie ou zone 10a, dite inférieure, qui forme une partie du pied de la future aube et une partie ou zone 10b, dite supérieure, qui forme la partie haute ou pale de la future aube. Chacune de ces parties est soumise à des contraintes très différentes lorsque l'aube est utilisée sur un rotor de soufflante. En particulier, le pied d'aube peut être soumis à des contraintes thermiques plus élevées que la partie haute plus éloignée du rotor, à des contraintes d'assemblage plus contraignantes que la partie haute (par exemple en raison des besoins d'usinage, de perçage...) ou à des contraintes mécaniques spécifiques (par exemple en raison de l'existence de pressions de matage). Par ailleurs, on cherche plus particulièrement à réaliser un gain de masse sur la partie haute de l'aube en raison des vitesses élevées de rotation. Les deux parties 10a et 10b décrites ci-dessus sont disposées géométriquement de manière adjacente ou contiguë l'une par rapport à l'autre. À cet égard, on notera que les mêmes fibres de renfort f1 s'étendent ici de manière continue dans les deux parties ou zones distinctes 10a et 10b de la préforme si bien qu'il n'est pas possible de séparer physiquement les deux parties l'une de l'autre sans détériorer l'une et/ou l'autre d'entre elles. La présence

des fibres de renfort communes aux deux zones confère à la préforme ainsi constituée une tenue mécanique suffisante pour que les étapes ultérieures de fabrication des structures composites sur chacune de ces zones puissent être effectuées sans affecter la préforme, et en particulier sans l'endommager.

- [0051] En raison des contraintes d'environnement spécifiques à chacune des parties ou zones décrites ci-dessus, chacune d'elles va être soumise à une méthode de traitement différente d'une zone à l'autre afin d'obtenir une structure en matériau composite différente d'une zone à l'autre. Chaque structure composite distincte permettra ainsi de répondre à des exigences fonctionnelles localement différentes.
- [0052] Les étapes qui suivent illustrent de manière très schématique, successivement, la réalisation d'une première structure composite, sur une première zone de la préforme, ici la zone inférieure 10a, en utilisant une première méthode de traitement (ici introduction d'une première matrice métallique afin de former une structure composite à matrice métallique) et la réalisation d'une deuxième structure composite, sur la deuxième zone adjacente de la préforme, ici la zone supérieure 10b, en utilisant une deuxième méthode de traitement (ici introduction d'une deuxième matrice non métallique, par exemple organique, afin de former ici une structure composite à matrice organique).
- [0053] La [Fig.1B] illustre le positionnement vertical de la préforme 10 dans un moule 12 avec la première zone 10a de la préforme disposée dans la partie inférieure du moule, c'est-à-dire à proximité du fond de celui-ci.
- [0054] La [Fig.1C] illustre une étape d'introduction d'un métal liquide (introduction d'une matrice métallique M) à l'intérieur du moule 12 afin que le métal soit en contact avec la première zone 10a de la préforme située au fond du moule et puisse imprégner l'ensemble des fibres de renfort constitutives de cette première zone. La partie interne du moule avec laquelle la première zone 10a de la préforme est en contact est conformée de manière à conférer la forme voulue à cette zone (ici destinée à former le pied de l'aube).
- [0055] Le métal peut par exemple être coulé par gravité à l'intérieur du moule (par exemple à partir d'un récipient 14) ou injecté à basse pression (par exemple de l'ordre de quelques MPa) dans ce dernier par un moyen connu.
- [0056] Dans l'exemple de réalisation décrit, le métal est par exemple de l'aluminium et la température appliquée est sensiblement égale à la température de fusion de la matrice métallique, soit ici environ 660°C pour l'aluminium. D'autres métaux sont bien entendu envisageables selon les contraintes fonctionnelles auxquelles la première zone de la pièce doit répondre. Par exemple, du titane peut être utilisé pour former la matrice métallique et la température appliquée est sensiblement égale à la température de fusion de la matrice métallique, soit ici environ 1660°C pour le titane.

- [0057] Au cours de cette étape, la deuxième zone 10b de la préforme est préservée de tout traitement et, en particulier, n'est pas traitée par la méthode qui est utilisée uniquement pour le traitement de la première zone 10a.
- [0058] La [Fig.1D] illustre de manière schématique et regroupée les étapes de refroidissement, puis de durcissement de l'ensemble formé par les fibres de renfort et la matrice métallique introduite dans la première zone 10a de la préforme afin d'obtenir une structure composite à base métallique pour cette zone. La première zone ainsi traitée est représentée par la référence 10a'. La deuxième zone 10b qui se situe en partie supérieure du moule 12 n'est toujours pas traitée et ne comporte, pour le moment, que les fibres de renfort de la préforme illustrées sur la [Fig.1A]. Les fibres de renfort longitudinales f1 de la préforme qui s'étendent suivant leur longueur à cheval sur les deux zones de la préforme présentent ainsi, d'une part, une première portion de leur longueur située dans la première zone 10a' qui fait désormais partie de la première structure en matériau composite métallique et, d'autre part, une deuxième portion de leur longueur située dans la deuxième zone 10b non encore traitée. Ces deuxièmes portions de fibres longitudinales sont ainsi physiquement solidaires de la première zone via les premières portions auxquelles elles sont toujours liées. On notera qu'une partie seulement de l'ensemble des fibres de renfort f1 de la préforme peut se prolonger d'une zone à l'autre, tandis que la partie restante des fibres de renfort de la préforme peut ne s'étendre que dans l'une ou l'autre de ces zones, dans la mesure où une fraction significative des fibres de renfort s'étend à la fois dans une zone et dans l'autre zone et permet donc d'assurer une continuité physique entre ces zones.
- [0059] La [Fig.1E] illustre de manière schématique et regroupée les étapes de démoulage, puis d'ébavurage ou d'usinage, par exemple sur un support 16 de la première structure composite métallique 10a', par exemple en prévision de l'assemblage mécanique d'une pièce de révolution telle que la pièce 24 représentée sur la [Fig.2B] qui sera décrite plus loin.
- [0060] La [Fig.1F] illustre de manière schématique le positionnement de la deuxième zone 10b non encore traitée de la préforme à l'intérieur d'un deuxième moule ou récipient 18, en laissant à l'extérieur de ce moule la première structure composite métallique 10a'. Un système de joint périphérique 20 peut être prévu à la jonction entre les deux zones 10a' et 10b afin de refermer de manière hermétique le moule 18 sur la deuxième zone 10b, formant ainsi un autoclave à l'intérieur duquel une température souhaitée (température non ambiante) peut être appliquée de manière contrôlée pour la réalisation de la structure composite.
- [0061] La partie interne du moule 18 avec laquelle la deuxième zone 10b de la préforme est en contact est conformée de manière à conférer la forme voulue à cette zone.
- [0062] Un système 22 d'injection sous pression d'une deuxième matrice, ici une résine

époxy, est mis en œuvre afin d'injecter sous pression dans le moule 18 une quantité contrôlée (volume) de résine par l'intermédiaire d'un orifice 18a à partir d'un réservoir et, par exemple, d'un dispositif de pompage. A titre d'exemple la technique connue de moulage par transfert de résine ou RTM (connue en terminologie anglo-saxonne sous le terme « Resin Transfer Molding ») peut être utilisée. La température de la résine époxy est de l'ordre de 150°C et la pression dans le moule est sensiblement égale à 10 bars.

- [0063] On notera que la température utilisée lors de cette étape est inférieure à celle utilisée pour la réalisation de la première structure composite métallique. En effet, la réalisation des structures composites dans l'ordre inverse de celui décrit ne serait pas envisageable car elle conduirait à une dégradation de la deuxième structure composite non métallique obtenue.
- [0064] L'introduction de la résine à l'intérieur du moule 18 permet d'imprégner ou d'enrober l'ensemble des fibres de renfort non encore traitées de la deuxième zone 10b avec cette matrice.
- [0065] Une fois la résine totalement injectée dans le moule, il est prévu de laisser refroidir, puis de durcir l'ensemble formé par les fibres de renfort et la résine introduite dans la deuxième zone 10b (matrice organique) afin d'obtenir une structure composite à base organique pour cette zone. La deuxième zone ainsi traitée est représentée par la référence 10b' sur la [Fig.1H].
- [0066] Des étapes de démoulage, puis d'ébavurage ou d'usinage de cette deuxième zone sont ensuite réalisées afin d'obtenir la pièce en matériau composite illustrée très schématiquement sur la [Fig.1H] et qui comporte les deux structures composites adjacentes ainsi fabriquées 10a' et 10b'.
- [0067] La [Fig.2A] illustre la pièce composite ainsi fabriquée avec la zone 10b' représentée avec une forme de pale d'aube et la zone 10a' représentée avec une forme de partie supérieure du pied d'aube qui est raccordée à la pale par les fibres longues communes (fibres f1 sur la [Fig.1A]), là où les mêmes zones ont été volontairement représentées très schématiquement sur les figures précédentes par souci de simplification.
- [0068] Comme illustré sur la [Fig.2A], une pièce métallique, ici une pièce 24 ayant une forme de révolution, par exemple cylindrique, est approchée de la première zone composite métallique 10a' en vue de son assemblage avec cette dernière.
- [0069] La pièce 24 est réalisée dans le même métal que celui de la structure composite métallique 10a' lorsque l'assemblage de la structure 10a' et de la pièce 24 est effectué par insertion, lors du moulage à basse pression, ou par soudage. Il peut s'agir par exemple d'un lopin forgé et usiné, en particulier le lopin forgé peut subir un tournage et une rectification. La pièce 24 présente ainsi un très bon état de surface externe. Typiquement, la pièce 24 peut subir des opérations de tournage et de rectification permettant

d'obtenir une rugosité entre $0,8\mu\text{m}$ et $0,02\mu\text{m}$, là où une rugosité d'une pièce obtenue par moulage est de l'ordre de 3 à $6\mu\text{m}$. Le procédé de fabrication de la pièce métallique 24 décrit ci-dessus n'est qu'un exemple possible parmi de nombreux procédés conventionnels qui sont généralement moins onéreux que les procédés de fabrication composite. L'avantage obtenu dans le procédé de fabrication global de l'aube de soufflante (ou de manière générale de toute autre pièce) réside dans le fait qu'une partie de l'aube est réalisée en structure bi-composite (voire multi composite) avec la première zone en structure composite métallique et que l'autre partie métallique complémentaire de la première zone est réalisée par un autre procédé afin d'obtenir un état de surface externe de cette autre partie métallique de très bonne qualité, c'est-à-dire sans rugosité excessive non contrôlée, comme ce serait le cas si l'aube était fabriquée uniquement en structure bi-composite (voire multi composite).

- [0070] La pièce métallique 24 est ainsi approchée de la première zone composite 10a', comme indiqué par la flèche, afin d'être assemblée avec elle. La méthode d'assemblage peut prendre plusieurs formes.
- [0071] A titre d'exemple, la pièce 24 peut être soudée par l'une, notée 24a, de ses deux extrémités opposées, à l'extrémité libre 10a'1 de la première zone composite 10a'. Dans la mesure où la pièce 24 est cylindrique, l'étape de soudage peut être réalisée en effectuant un soudage par friction entre la pièce 24 et l'extrémité libre 10a'1 de la première zone composite 10a'.
- [0072] Selon un autre exemple illustré sur la [Fig.2B], la pièce métallique 24' est assemblée mécaniquement à la première zone composite métallique 10a'', de préférence en utilisant un ou plusieurs organes d'assemblage rapportés.
- [0073] Dans cet exemple, la pièce métallique 24' a été préalablement conformée à son extrémité 24a' destinée à l'assemblage en réduisant le diamètre de la pièce à partir d'un zone périphérique formant épaulement et qui raccorde la portion de la pièce de diamètre non réduit à l'extrémité de diamètre réduit 24a'. La première zone composite métallique 10a'', de son côté, a été évidée à son extrémité libre 10a''1, dans la partie centrale de celle-ci, de manière à former une cavité de forme complémentaire de celle de l'extrémité de diamètre réduit 24a' afin de pouvoir coopérer parfaitement avec elle.
- [0074] Comme représenté sur la [Fig.2B], l'extrémité 24a' est insérée axialement dans la cavité de l'extrémité libre 10a''1 en regard de manière à en épouser complètement les formes. Un organe d'assemblage 26, tel qu'une goupille, est mis en place transversalement relativement à l'axe d'insertion et traverse la paroi de l'extrémité libre 10a''1 qui borde extérieurement la cavité et l'extrémité de diamètre réduit 24a' afin de solidariser les deux parties entre elles. D'autres types d'assemblage mécanique sont bien entendu envisageables en conformant différemment les deux parties à assembler et en utilisant un ou plusieurs organes d'assemblage rapportés.

- [0075] La [Fig.3] représente la pièce finale 26 (aube de soufflante) après fabrication. L'aube ainsi fabriquée comprend, d'une part, un pied d'aube comportant une première partie 10a' formée d'une structure composite réalisée à partir d'une matrice métallique (CMM) et une deuxième partie 24 formée de la pièce métallique assemblée avec la première zone 10a' de la préforme et, d'autre part, une pale 10b' formant une structure composite réalisée à partir d'une matrice organique (CMO).
- [0076] Selon une variante de réalisation, l'assemblage de la pièce métallique 24 avec la première zone 10a' de la préforme peut avoir lieu à un autre moment du procédé global de fabrication de la partie composite de l'aube.
- [0077] Ainsi, l'assemblage peut être réalisé par insertion lors du moulage à basse pression de la structure composite métallique 10a, comme décrit plus haut en relation avec les figures 1B et 1C. Dans cet exemple, la pièce métallique 24 peut être utilisée comme un insert au moment de la coulée basse pression dans le moule 12.
- [0078] A cet effet, les figures 4A à 4E illustrent cette variante de réalisation qui s'applique à partir de la préforme 10 représentée à la [Fig.1A] décrite plus haut.
- [0079] La pièce métallique 24 décrite plus haut est ainsi insérée dans le fond 30a d'un moule 30 qui est conformé de manière adaptée pour la recevoir ([Fig.4A]) et comporte par exemple une cuvette de réception de la pièce 24.
- [0080] A l'étape suivante ([Fig.4B]), la préforme 10 est placée dans le moule 30, au-dessus de la pièce 24. Là aussi, le fond 30a a une forme adaptée pour loger la préforme 10 au-dessus de la pièce 24, par exemple sur les bords périphériques de la cuvette.
- [0081] A l'étape suivante ([Fig.4C]), on introduit la matrice métallique M par coulée basse pression ou par gravité dans le moule 30, comme déjà décrit en relation avec la [Fig.1C], puis on attend que le métal ainsi introduit durcisse ([Fig.4D]).
- [0082] A l'issue de cette étape, la préforme obtenue comporte en partie basse une première partie formant une structure composite métallique 10a''' qui a été solidarisée à une deuxième partie métallique (pièce 24) par liaison avec le métal fondu. L'ensemble de ces deux parties ainsi assemblées forme le pied de l'aube dans la pièce finale. La préforme est ensuite retirée du moule (démoulage ; [Fig.4E]) et placée sur un support 32 où elle peut être ébavurée, usinée, retouchée..., avant la réalisation des autres étapes 1G et 1H déjà décrites plus haut.
- [0083] Tout ce qui a été décrit ci-dessus s'applique de manière générale, indépendamment de la méthode de traitement utilisée pour la réalisation de chaque structure composite, indépendamment de la pièce à fabriquer et du nombre de zones et, donc du nombre de structures composites à fabriquer.
- [0084] On notera que la préforme peut comporter plusieurs types de fibres avec éventuellement plusieurs longueurs et diamètres. À titre d'exemple, la préforme peut comporter des fibres de carbone et des fibres de verre.

- [0085] La [Fig.5] illustre un exemple de réalisation d'une turbomachine (turboréacteur) 30 (ici représentée carénée bien qu'elle puisse être non carénée) comportant une soufflante 32 qui intègre des aubes de soufflante 34 fabriquées selon le procédé décrit ci-dessus. On notera que les aubes fabriquées par le procédé décrit ci-dessus peuvent être des aubes d'un rotor d'une turbomachine qui n'est pas nécessairement une soufflante.
- [0086] La [Fig.6] illustre un exemple d'aube de soufflante 34 utilisée dans la soufflante 32 de la [Fig.5].
- [0087] Selon un autre mode de réalisation, le procédé peut être utilisé pour fabriquer une pièce en matériau composite comportant trois zones distinctes aux fonctionnalités hétérogènes.
- [0088] À titre d'exemple, une telle pièce peut être une hélice de turbopropulseur.
- [0089] La préforme d'une telle hélice comporte trois zones distinctes, à savoir une première zone correspondant à une partie du pied de l'hélice, une deuxième zone correspondant au bord d'attaque de l'hélice qui est soumis à une érosion abrasive et une troisième zone correspondant au reste de la pièce qui doit être le plus léger possible. Dans une telle préforme une partie des fibres de renfort de la première zone s'étend dans la deuxième zone adjacente à la première zone et une autre partie des fibres de renfort de la première zone s'étend dans la troisième zone adjacente à la première zone et à la deuxième zone. Ainsi, la première et la deuxième zones sont reliées spatialement l'une à l'autre par une partie des fibres de renfort et la première et la troisième zones sont reliées spatialement l'une à l'autre par une l'autre partie des fibres de renfort.
- [0090] Dans cet exemple, les fibres de renfort de la préforme sont en carbure de silicium (SiC). La première zone de la partie du pied peut être traitée pour réaliser une structure composite à matrice métallique, par exemple en utilisant une matrice en aluminium. La deuxième zone du bord d'attaque peut être traitée pour réaliser une structure composite à matrice métallique, par exemple en utilisant une matrice en Ti-6Al-4V. La troisième zone peut être traitée pour réaliser une structure composite à matrice organique (CMO), par exemple en utilisant une matrice époxy.
- [0091] Dans ce mode de réalisation, là encore, l'ordre de traitement des zones est réalisé en fonction de l'ordre décroissant des températures appliquées lors de la réalisation de chaque structure composite afin de traiter la première zone par la méthode nécessitant la température la plus élevée et en procédant de façon identique pour les zones suivantes. Ainsi, la deuxième zone du bord d'attaque en titane sera traitée en premier (température de 1660°C), puis la première zone de la partie du pied en aluminium (température de 660°C) et en dernier la troisième zone pour le reste de l'aube en CMO (température de 150/200°C). Les parties ou zones métalliques sont préférentiellement traitées par gravité en réalisant une opération de coulée des matrices métalliques avec

la zone d'intérêt située en partie basse. Ce qui a été décrit ci-dessus en référence aux figures 1A-H et 4A-E peut également s'appliquer ici, moyennant éventuellement quelques ajustements à la portée de l'homme du métier.

[0092] Le procédé peut être utilisé pour fabriquer une pièce avec un plus grand nombre de zones hétérogènes à traiter que les nombres envisagés ci-dessus.

[0093] On notera que tout ce qui a été décrit plus haut en relation avec les figures 1A-H, 4A-E et 2A-B s'applique ici pour réaliser l'autre partie du pied d'hélice en métal, de manière séparée du procédé de fabrication du reste de l'hélice.

[0094] On obtient ainsi une hélice de turbopropulseur qui comprend :

- un pied d'hélice comportant une première partie formée d'une structure composite réalisée à partir d'une matrice métallique (CMM) et une deuxième partie formée de la pièce métallique assemblée avec la première zone de la préforme,
- un bord d'attaque (deuxième zone) formé d'une structure composite à matrice métallique,
- la partie restante de la pale (troisième zone) formée d'une structure composite à matrice organique (CMO).

[0095] Bien que la présente description se réfère à des exemples de réalisation spécifiques, des modifications peuvent être apportées à ces exemples sans sortir de la portée générale de l'invention telle que définie par les revendications. En outre, des caractéristiques individuelles des différents modes de réalisation illustrés ou mentionnés peuvent être combinées dans des modes de réalisation additionnels. Par conséquent, la description et les dessins doivent être considérés dans un sens illustratif plutôt que restrictif.

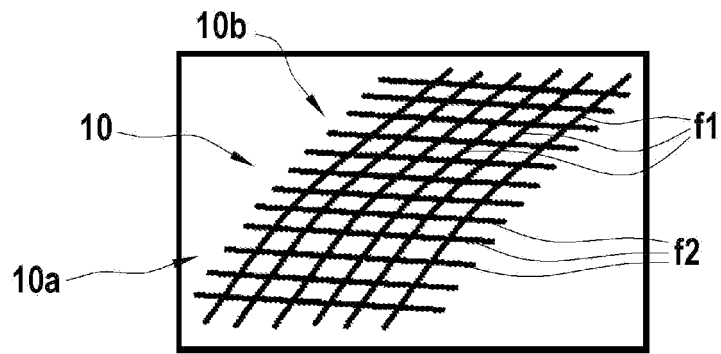
Revendications

- [Revendication 1] Procédé de fabrication d'une pièce (26) à partir d'une préforme (10) comprenant des fibres de renfort (f1, f2) et qui comporte plusieurs zones, la préforme comportant au moins deux zones adjacentes (10a, 10b) qui sont telles qu'au moins certaines fibres de renfort (f1) de la préforme ont une longueur qui s'étend dans lesdites au moins deux zones adjacentes de manière à assurer une continuité des fibres de renfort d'une zone à l'autre, le procédé comprenant la réalisation d'une structure composite distincte pour chacune desdites au moins deux zones adjacentes de la préforme, en réalisant d'abord une première structure composite métallique (10a') d'une première (10a) de ces zones, puis une deuxième structure composite (10b') d'une deuxième zone (10b) adjacente à cette première zone, et ainsi de suite pour chaque zone additionnelle adjacente éventuelle, la première structure composite métallique (10a') étant réalisée, d'une part, en introduisant une matrice composite métallique dans la première zone (10a) et, d'autre part, en appliquant à cette zone des conditions opératoires, notamment de température, propres à la réalisation de la structure composite à partir des fibres de renfort de la zone et de la matrice composite introduite, les différentes zones desdites au moins deux zones adjacentes de la préforme étant traitées dans un ordre qui correspond à l'ordre décroissant des températures utilisées dans les conditions opératoires appliquées à la réalisation des structures composites distinctes, caractérisé en ce que le procédé comprend également l'assemblage d'une pièce métallique (24) avec la première zone (10a) de la préforme.
- [Revendication 2] Procédé de fabrication selon la revendication 1, caractérisé en ce que la pièce métallique est une pièce de révolution.
- [Revendication 3] Procédé de fabrication selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que l'assemblage est réalisé au choix :
- par insertion de la pièce métallique lors d'un moulage à basse pression ou par gravité de la structure composite métallique (10a' ; 10a'') ;
 - par soudage ;
 - par assemblage mécanique, de préférence en utilisant au moins un organe d'assemblage rapporté.
- [Revendication 4] Procédé de fabrication selon la revendication 3, caractérisé en ce que la pièce métallique (24) est insérée au fond d'un moule (30), la préforme (10) est introduite dans le moule au-dessus de la pièce métallique (24) et

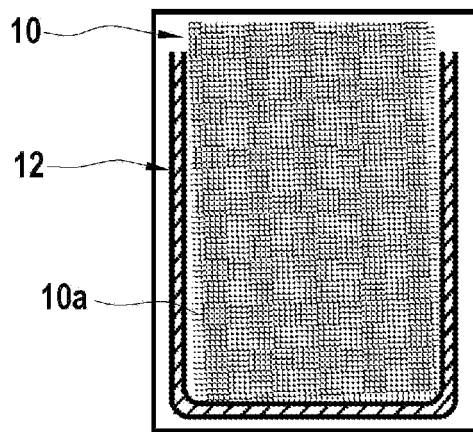
une matrice composite métallique est introduite dans le moule afin de réaliser le moulage à basse pression ou par gravité de la structure composite métallique (10a'') et la solidarisation de cette dernière avec la pièce métallique (24).

- [Revendication 5] Procédé de fabrication selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la préforme (10) comporte deux zones distinctes adjacentes (10a, 10b), la matrice introduite dans la deuxième zone (10b) étant différente de celle de la première zone (10a) et choisie parmi une matrice organique et une matrice céramique.
- [Revendication 6] Procédé de fabrication selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que les fibres de renfort comprennent des fibres de carbone, des fibres de carbure de silicium, des fibres de verre, des fibres de bore, des fibres d'alumine.
- [Revendication 7] Procédé de fabrication selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la préforme est formée d'un seul tenant.
- [Revendication 8] Pièce, caractérisée en ce qu'elle comprend plusieurs structures composites distinctes réalisées par le procédé selon l'une des revendications précédentes.
- [Revendication 9] Pièce selon la revendication 8, caractérisée en ce que les structures composites distinctes sont destinées à être soumises chacune à un champ de contraintes mécaniques et/ou de températures distinct d'une zone à l'autre.
- [Revendication 10] Pièce selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que la pièce est une aube de rotor (34) de turbomachine.
- [Revendication 11] Pièce selon la revendication 10, caractérisée en ce que l'aube de rotor (34) comprend, d'une part, un pied d'aube comportant une première partie formée d'une structure composite réalisée à partir d'une matrice métallique (CMM) et une deuxième partie formée de la pièce métallique assemblée avec la première zone (10a) de la préforme et, d'autre part, une pale formant une structure composite réalisée à partir d'une matrice organique (CMO).
- [Revendication 12] Pièce selon la revendication 8 ou 9, caractérisée en ce que la pièce est une hélice de turbopropulseur.
- [Revendication 13] Rotor de turbomachine, caractérisé en ce qu'il comprend une pluralité de pièces selon l'une des revendications 8 à 12.
- [Revendication 14] Turbomachine comprenant un rotor de turbomachine selon la revendication 13.

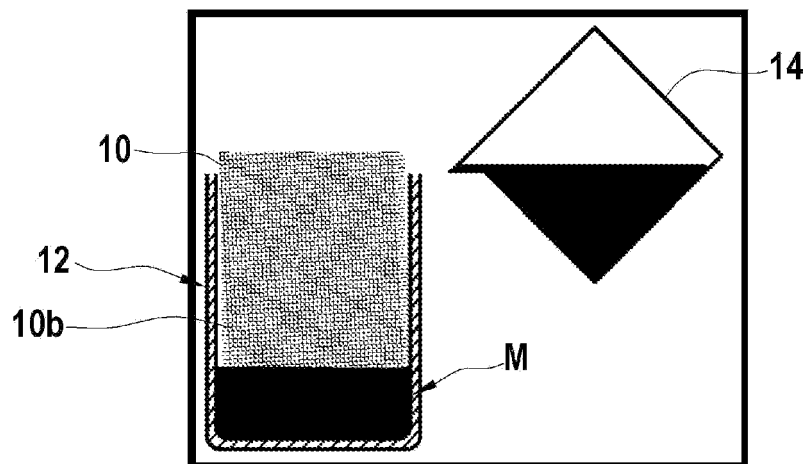
[Fig. 1A]



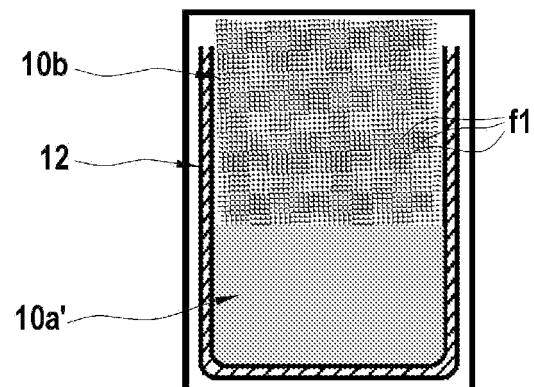
[Fig. 1B]



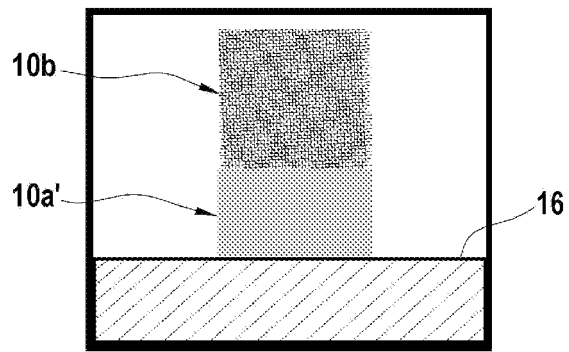
[Fig. 1C]



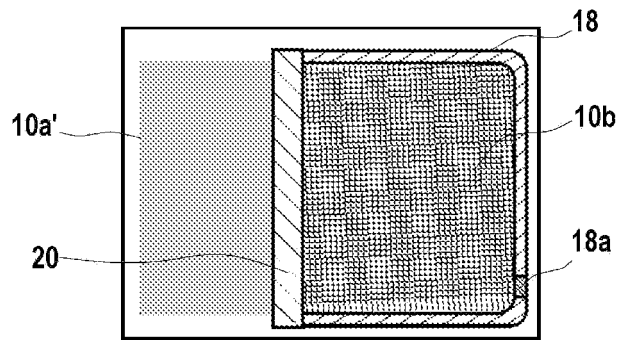
[Fig. 1D]



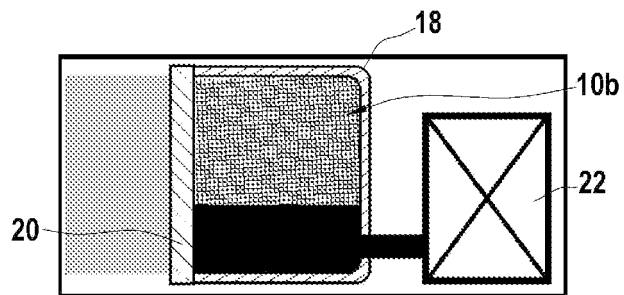
[Fig. 1E]



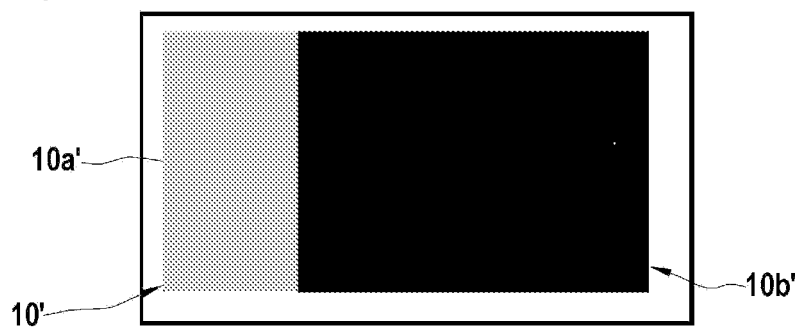
[Fig. 1F]



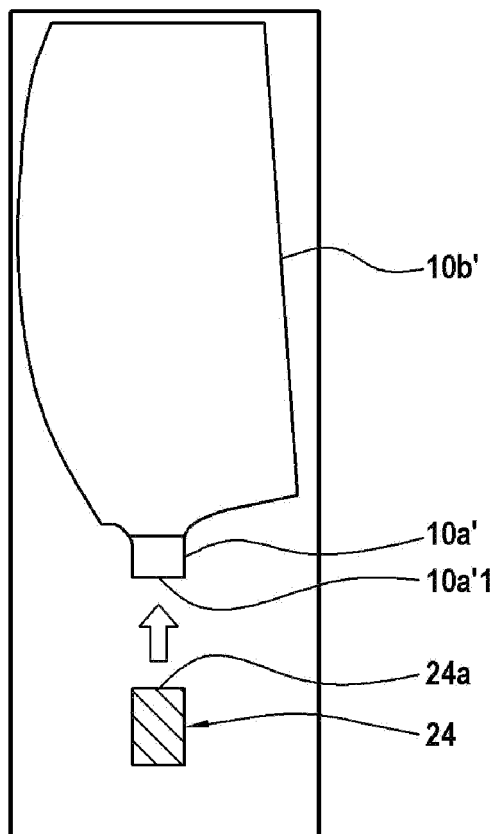
[Fig. 1G]



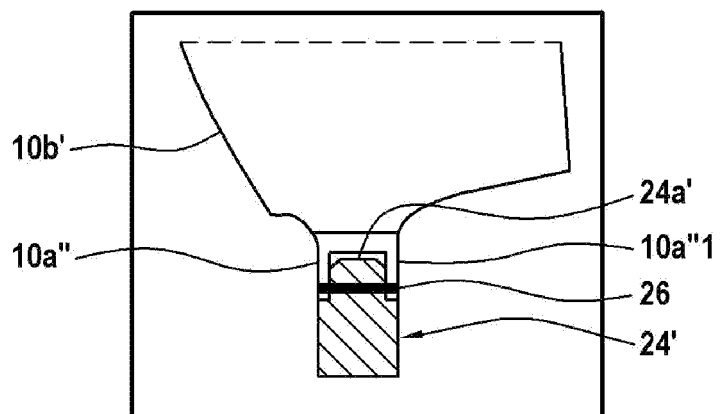
[Fig. 1H]



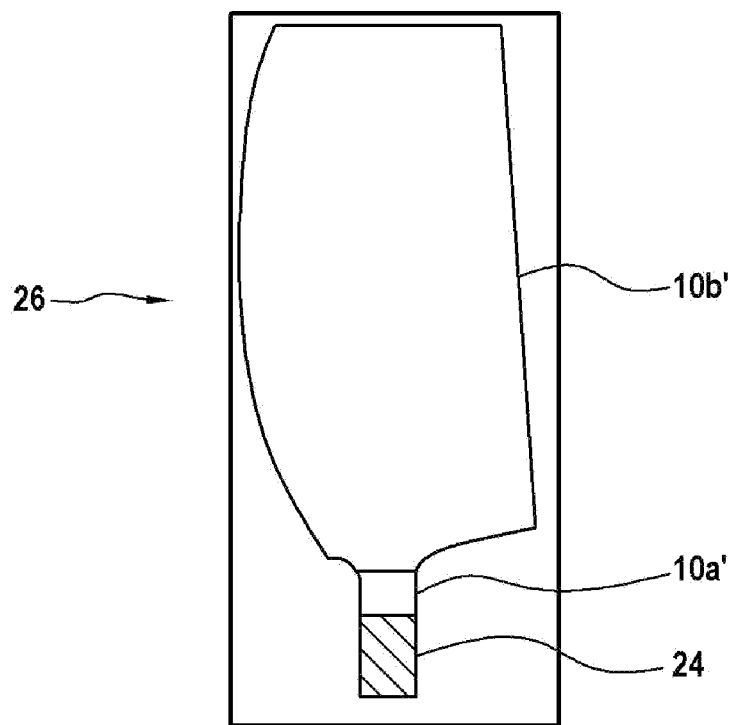
[Fig. 2A]



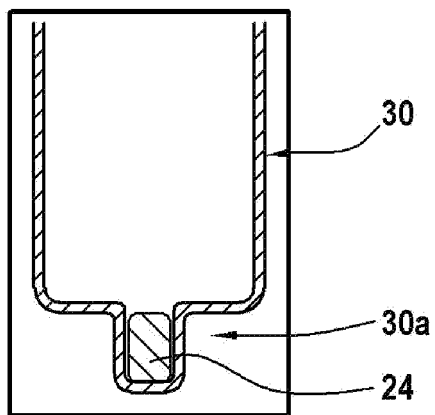
[Fig. 2B]



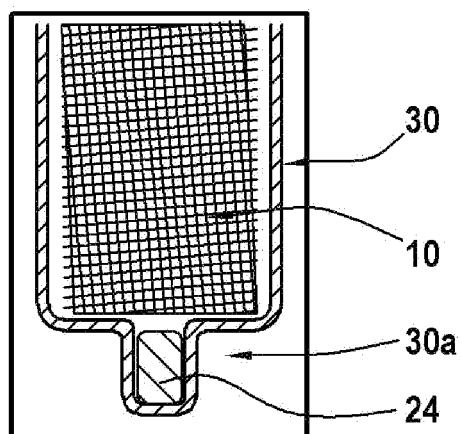
[Fig. 3]



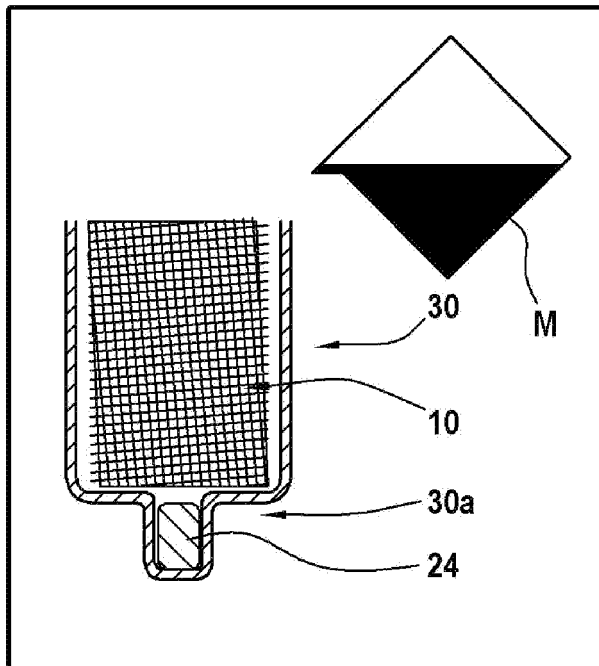
[Fig. 4A]



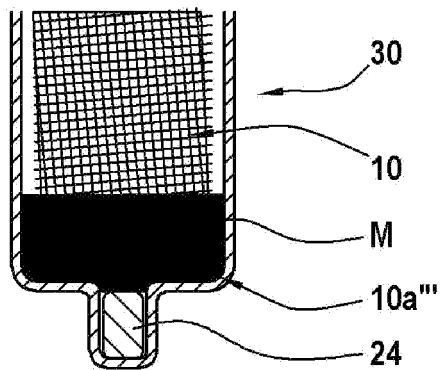
[Fig. 4B]



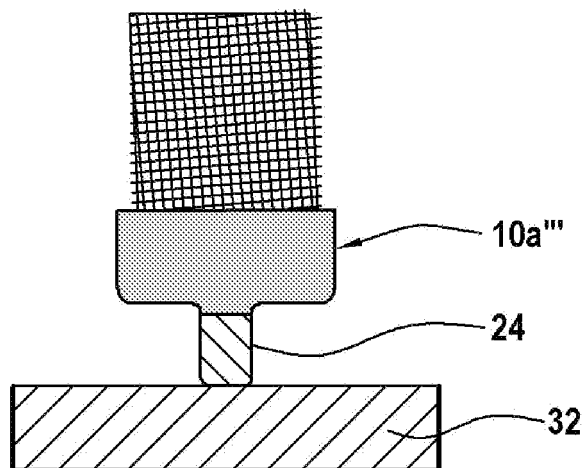
[Fig. 4C]



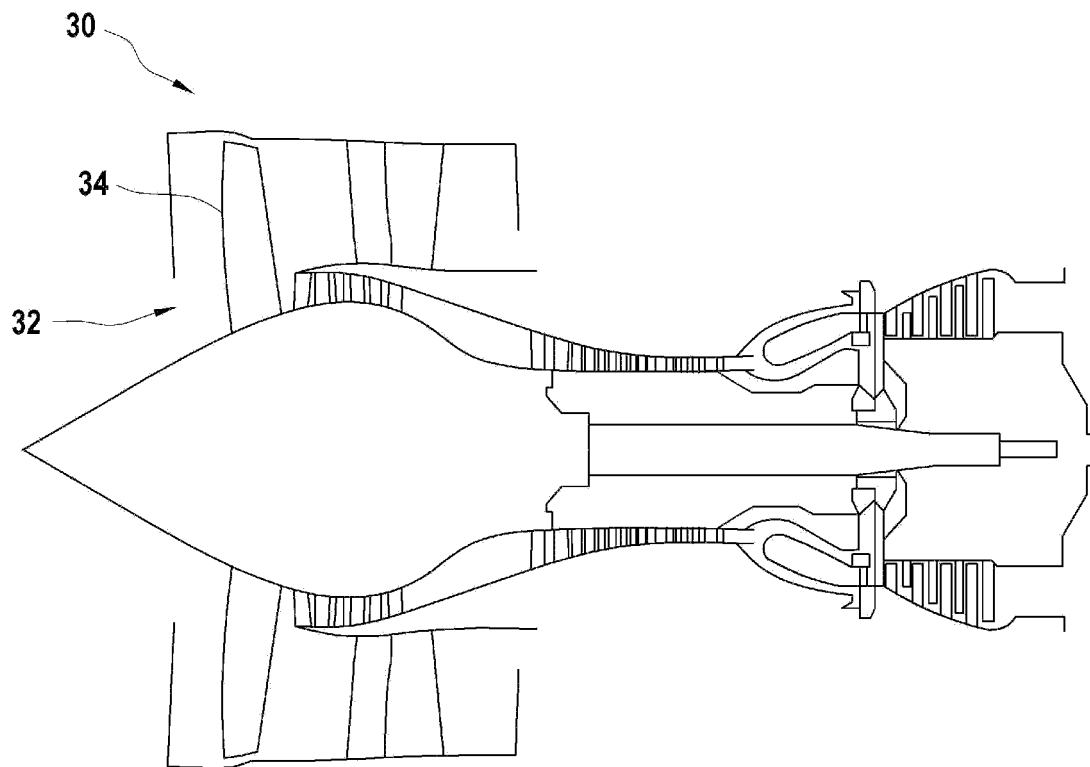
[Fig. 4D]



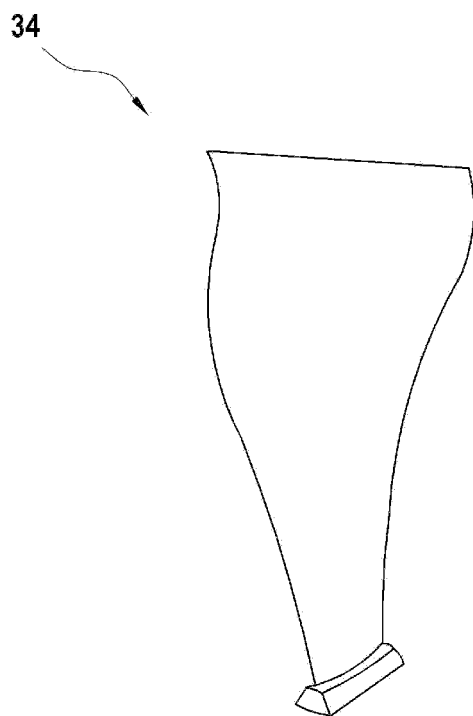
[Fig. 4E]



[Fig. 5]



[Fig. 6]



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 918858
FR 2303835

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	FR 3 124 422 A1 (SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR]) 30 décembre 2022 (2022-12-30)	1, 2, 5-14	B22D 19/02 B22D 19/04 C22C 47/06 C22C 47/08 F01D 5/14
Y	* alinéas [0011] - [0014], [0029] - [0047], [0050] * * figures 1a-1H * -----	3, 4	
Y	EP 1 777 371 A1 (SNECMA [FR]) 25 avril 2007 (2007-04-25) * alinéas [0035] - [0042] * * figures 1, 2 * -----	3, 4	
A	EP 3 578 760 A1 (SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR]) 11 décembre 2019 (2019-12-11) * le document en entier * -----	1-14	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			C22C B29C B22D B29D C23C F01D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
14 octobre 2023		Forestier, Gilles	
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			

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE **RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2303835 FA 918858**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
 Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **14-10-2023**
 Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 3124422	A1	30-12-2022	AUCUN	
EP 1777371	A1	25-04-2007	CA 2557109 A1	26-02-2007
			CN 1920259 A	28-02-2007
			EP 1777371 A1	25-04-2007
			FR 2890126 A1	02-03-2007
			JP 2007064220 A	15-03-2007
			US 2007048142 A1	01-03-2007
EP 3578760	A1	11-12-2019	CN 110566505 A	13-12-2019
			EP 3578760 A1	11-12-2019
			FR 3081914 A1	06-12-2019
			US 2019368376 A1	05-12-2019