

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
COURBEVOIE

①1 N° de publication :  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

**3 080 051**

②1 N° d'enregistrement national : **18 53268**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : **B 22 C 9/10** (2018.01), B 22 D 17/00, F 01 D 5/18, 9/  
02

⑫

## DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 13.04.18.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la  
demande : 18.10.19 Bulletin 19/42.

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 Société anonyme* — FR.

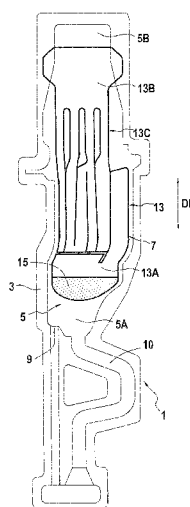
⑦2 Inventeur(s) : ROLLINGER ADRIEN BERNARD  
VINCENT, BOHLI RAMZI, NIANE NGADIA TAHA, LE  
HEGARAT ALAIN, CARIOU ROMAIN PIERRE,  
GRANGE DAVID et GUERCHE DIDIER MAURICE  
MARCEAU.

⑦3 Titulaire(s) : *SAFRAN Société anonyme.*

⑦4 Mandataire(s) : *CABINET BEAU DE LOMENIE.*

⑤4 **NOYAU POUR LA FONDERIE D'UNE PIÈCE AÉRONAUTIQUE.**

⑤7 La présente invention concerne un noyau pour la fon-  
derie d'une pièce aéronautique telle qu'une aube de turbine,  
le noyau étant destiné à être disposé dans un logement in-  
terne défini par une moule, le noyau comprenant un corps  
(13) destiné à former la forme intérieure de l'aube de  
turbine; une portion d'impact (15), disposée sur eu moins  
une portion du pourtour du corps (13) de façon à casser un  
jet de fluide lors du remplissage du logement interne par le  
fluide, la portion d'impact (15) comprenant un sommet (17)  
et au moins une paroi de déflexion (19) convergeant vers le  
sommet (17).



FR 3 080 051 - A1



## DOMAINE DE L'INVENTION

[0001] Le présent exposé concerne le domaine de la fabrication par fonderie à modèle perdu pour la solidification dirigée de pièces aéronautiques telles que des aubes de turbines. Plus particulièrement, le  
5 présent exposé concerne un noyau pour la fabrication d'une pièce aéronautique. L'invention concerne en outre un dispositif de moulage comprenant ledit noyau, ainsi qu'un procédé de réalisation dudit noyau.

## ARRIÈRE-PLAN TECHNOLOGIQUE

10 [0002] Des procédés de fonderie dits à cire perdue ou à modèle perdu sont particulièrement adaptés pour la production de pièces métalliques de formes complexes, par exemple des pièces métalliques creuses. Ainsi, la fonderie à modèle perdu est notamment utilisée pour la production d'aubes de turbomachines.

15 [0003] Dans la fonderie à modèle perdu, la première étape est la réalisation d'un modèle en matériau éliminable à température de fusion comparativement peu élevée, comme par exemple une cire ou une résine, sur laquelle est ensuite surmoulé un moule. Après consolidation du moule, le matériau éliminable est évacué de l'intérieur du moule.

20 [0004] Afin de pouvoir produire plusieurs pièces simultanément, il est possible de réunir plusieurs modèles en matériau éliminable dans une seule grappe, chaque modèle en matériau éliminable étant relié au moins à un bâti, généralement un fût central, ou descendant, qui n'est pas en matériau éliminable et une couronne de distribution réalisée en matériau  
25 éliminable. La couronne forme, dans le moule, des canaux de coulée pour le métal en fusion, aussi appelé système d'alimentation.

[0005] Un métal en fusion est ensuite coulé dans ce moule, afin de remplir la cavité formée par le modèle dans le moule après son évacuation. Une fois que le métal est refroidit et complètement solidifié, le

moule peut être ouvert ou détruit afin de récupérer une pièce métallique conforme à la forme du modèle en matériau éliminable.

[0006] On entend par « métal », dans le présent contexte, tant des métaux purs que des alliages métalliques.

5 [0007] Il est connu de l'art antérieur d'insérer un noyau dans le moule pour le moulage d'une pièce, de façon à obtenir une pièce aéronautique, creuse. Un moule comprenant un noyau de l'art antérieur est représenté en figure 1. Toutefois, lorsqu'un noyau est utilisé pour le moulage de pièce aéronautique, il existe beaucoup de mal-fabrications  
10 dues au déplacement du noyau lors de l'injection de matériau éliminable ou de la coulée du métal. De plus, l'utilisation d'un noyau implique de fortes différences de section du métal une fois coulé, générant des zones de fortes contraintes lors du refroidissement du métal, notamment au niveau des zones de transition entre une section fine et une section plus  
15 importante de métal. Lorsque l'on cherche à réaliser une pièce monocristalline ou colonnaire par exemple, ces fortes contraintes lors du refroidissement du métal peuvent entraîner des mouvements des dislocations, ce qui peut entraîner des défauts de recristallisation sur la pièce aéronautique finale.

20

## PRÉSENTATION DE L'INVENTION

[0008] Le présent exposé vise à remédier à tout ou partie des inconvénients mentionnés ci-dessus.

[0009] A cet effet, le présent exposé concerne un noyau pour la  
25 fonderie d'une pièce aéronautique telle qu'une aube de turbine, le noyau étant destiné à être disposé dans un logement interne défini par un moule, le noyau comprenant :

- un corps destiné à former la forme intérieure de la pièce aéronautique,

- une portion d'impact, disposée sur au moins une portion du pourtour du corps de façon à casser un jet de fluide lors du remplissage du logement interne par le fluide,

la portion d'impact comprenant une base, un sommet et au moins une  
5 paroi de déflexion convergeant depuis la base vers le sommet.

[0010] Par exemple, la pièce aéronautique est une pièce monocristalline ou colonnaire.

[0011] On entend par jet de fluide, le jet de métal en fusion qui est destiné à remplir le moule, par coulée, ou le jet de matériau éliminable,  
10 par exemple de la cire, à l'état liquide destiné à remplir le moule par injection. En refroidissant, le fluide se solidifie et devient de la matière qui sera ensuite usinée pour obtenir la pièce aéronautique finale en métal ou son modèle en cire.

[0012] Par exemple, le jet de fluide peut arriver par le haut, c'est-à-  
15 dire sensiblement dans le sens de la gravité, ou bien par le bas, c'est-à-dire dans un sens opposé à la gravité. On entend par sommet, la partie de la portion d'impact définissant une extrémité de la portion d'impact et, dans la plupart des cas, définissant une extrémité du noyau.

[0013] Le sommet peut être localisé en un point ou bien s'étendre le  
20 long d'un segment. Par exemple, le segment est courbe. De préférence, le sommet est unidimensionnel.

[0014] On entend par base de la portion d'impact, la surface définie par la frontière entre le corps et la portion d'impact.

[0015] On comprend qu'au moins une partie du corps constitue la  
25 portion utile du noyau, c'est-à-dire, la portion qui servira au moulage de la pièce finale. Au moins une partie du corps permet donc de créer les cavités de la pièce aéronautique. Au moins une partie du corps constitue donc le négatif des cavités de la pièce aéronautique.

[0016] La portion d'impact, en revanche ne contribue pas à la  
30 définition de la géométrie de la pièce aéronautique. La matière qui sera

moulée autour de la portion d'impact est une portion sacrificielle qui sera coupée de façon à obtenir la pièce aéronautique.

[0017] Grâce à ces dispositions, le jet de fluide, est cassé, c'est à dire brisé ou dévié, dès le contact avec la portion d'impact, ce qui permet  
5 de réduire les contraintes exercées sur le noyau lorsqu'il est sujet à la force du jet de fluide. Cela permet de limiter le déport du noyau et ainsi de préserver la dimension et le positionnement de la forme intérieur de la pièce aéronautique. Cela implique que les zones sensibles de la portion principale du noyau, par exemple les parties les plus fines, ne sont que  
10 faiblement sollicitées.

[0018] En outre, grâce à ces dispositions, le gradient de température dans la matière se solidifiant est maîtrisé permettant ainsi de limiter les contraintes thermomécaniques dans le sens de la solidification. Si les gradients de température sont maîtrisés et faibles, les contraintes et  
15 déformations plastiques dans le métal sont également maîtrisées. Les risques de grains recristallisés et criques à froid sont fortement atténués.

[0019] En outre, dans le cas de la coulée de métal, la zone de forte contrainte, disposée au niveau de la transition entre une faible section et une section plus importante, est déplacée au niveau de la portion d'impact  
20 et non au niveau d'au moins une partie du corps constituant la portion utile du noyau. Ainsi, les contraintes entraînant l'apparition de grains recristallisés sont déplacées hors de la portion de matière se solidifiant destinée à devenir la pièce aéronautique.

[0020] Enfin, une quantité moins importante de fluide est nécessaire  
25 pour le moulage de la pièce aéronautique ou de son modèle en matériau éliminable. En outre, l'ajout de la portion d'impact permet de disposer de plus d'espace pour positionner des artifices de fonderie, tels que des points d'appui du noyau dans le moule, un écran thermique ou un logement de prise de côtes.

[0021] Selon un aspect, le corps est de forme allongée et s'étend selon une direction principale. La portion d'impact est disposée dans le prolongement du corps selon la direction principale.

[0022] Le corps comprend une première portion d'extrémité et une  
5 deuxième portion d'extrémité pleines, reliées par une pluralité de bras, destinés à former une pluralité de cavité dans la pièce aéronautique ou dans son modèle en matériau éliminable.

[0023] Selon un aspect, la portion d'impact est disposée dans le prolongement de la première portion d'extrémité du corps. Par exemple, la  
10 première portion d'extrémité du corps est destinée à former une baignoire pour une aube de turbine. On entend par « baignoire » un creux formé au niveau d'une portion d'extrémité du noyau. La baignoire est également connue sous le terme « tip » en langue anglaise.

[0024] Selon un aspect, la portion d'impact s'étend continûment  
15 depuis le corps.

[0025] On comprend que l'au moins une paroi de déflexion s'étend dans le prolongement d'une paroi du corps. La frontière entre l'au moins une paroi de déflexion et la paroi du corps est donc lisse. En d'autres termes, la paroi du corps et l'au moins une paroi de déflexion ne forment  
20 pas d'épaulement, de rupture ou d'arrête vive.

[0026] Grâce à ces dispositions, la transition entre une section faible de la matière se solidifiant, c'est-à-dire dans la zone autour du noyau, et une section plus importante, c'est-à-dire dans une zone du dispositif de moulage où le noyau ne s'étend pas, par exemple aux extrémités du  
25 dispositif de moulage, est progressive. Ainsi, l'évolution des contraintes lors du refroidissement entre ces deux zones est également progressive. En outre, cette transition d'une section faible a une section plus importante est déplacée vers la portion d'impact, et donc hors de la matière se solidifiant destinée à former la pièce aéronautique. Ainsi, les  
30 défauts dans la matière dus aux fortes contraintes liées à la transition

entre une section de matière faible et une section plus importante sont déplacés dans une zone qui ne fera pas partie de la pièce aéronautique.

[0027] Selon un aspect, le sommet est arrondi.

[0028] On comprend que le sommet est dérivable selon toutes les directions. En d'autres termes, le sommet n'est pas pointu, ne présente pas d'arrête vive. Par exemple, le sommet résulte d'une opération de rayonnage.

[0029] Grâce à ces dispositions, l'accumulation de contraintes est évitée. Toutefois, dans d'autres modes de réalisation, on pourrait envisager un sommet présentant une arrête vive.

[0030] Selon un aspect, la pente de l'au moins une paroi de déflexion dans au moins un plan normal à la base et passant par le sommet, de préférence tous plans normaux à la base et passant par le sommet, présente plusieurs valeurs.

[0031] Cela permet une évolution douce de la section de la matière et ainsi de limiter les contraintes exercées par la pièce en solidification.

[0032] On comprend que l'au moins une paroi de déflexion présente une courbure entre la base et le sommet.

[0033] Selon un aspect, la pente de l'au moins une paroi de déflexion est plus faible au voisinage du sommet que la pente au voisinage d'une base de la portion d'impact. Ainsi, la portion d'impact présente une forme bombée, sans pointe pouvant former une singularité, ce qui permet d'éviter une trop forte concentration de contraintes.

[0034] On comprend que la portion d'impact forme ainsi un dôme. Autrement dit, la portion d'impact est bombée. La tangente à l'au moins une paroi de déflexion sur une trajectoire allant de la base vers le sommet tend vers une direction parallèle à la base. En d'autres termes, la pente de l'au moins une paroi de déflexion décroît en direction du sommet.

[0035] Selon un aspect, la portion d'impact possède une hauteur comprise entre 100% et 1000% de la largeur du noyau, de préférence

entre 150% et 300% de la largeur de noyau. On entend par largeur du noyau, sa mesure la plus grande selon une direction perpendiculaire à la direction principale.

5 [0036] Selon un aspect, la portion d'impact possède une hauteur comprise entre 100% et 1000% de la largeur de la baignoire, de préférence entre 150% et 300% de la largeur de baignoire.

[0037] Selon un aspect, le corps et la portion d'impact sont formés d'un seul tenant.

10 [0038] Ainsi, le noyau est plus robuste et les risques que la portion d'impact se détache du corps du noyau sont limités.

[0039] Selon un aspect, le noyau comprend un logement de prise de côte ménagé dans la portion d'impact. Le logement de prise de côte permet de mesurer le retrait du noyau, et de vérifier le bon dimensionnement du noyau fabriqué.

15 [0040] Selon un aspect, la portion d'impact et le corps sont reliés au moins par une pluralité de tiges, par exemple en alumine. Les tiges permettent de créer des trous de dépoussiérage de l'aube.

[0041] Le présent exposé se rapporte en outre à un dispositif de moulage pour aube de turbine, comprenant :

20 - une moule définissant un logement interne, le logement interne comprenant une entrée de fluide ;  
- un noyau conforme à l'un quelconque des aspects susmentionnés, disposé à l'intérieur du logement, la portion d'impact étant disposée en regard de l'entrée de fluide.

25 [0042] Grâce à ces dispositions, le jet lors de l'injection de matériau éliminable ou de la coulée de métal pour la fonderie de la pièce aéronautique est cassé avant d'atteindre la portion utile du noyau.

[0043] On comprend que la portion d'impact est dirigée vers l'entrée de fluide de façon à ce que le jet de fluide arrive sur la portion d'impact.



Autrement dit, le jet de fluide n'arrive pas forcément sur le sommet de la portion d'impact.

[0044] Le logement interne défini par le moule s'étend également selon la direction principale du noyau et comprend une première zone  
5 d'extrémité et une deuxième zone d'extrémité. La première zone d'extrémité comprend d'entrée de fluide. La portion d'impact est disposée dans la première zone d'extrémité.

[0045] Le présent exposé se rapporte en outre à un procédé de réalisation d'un noyau pour la fonderie d'une pièce aéronautique telle  
10 qu'une aube de turbine, le noyau étant destiné à être disposé dans un logement interne défini par un moule, le noyau comprenant un corps destiné à former la forme intérieure de la pièce aéronautique, une portion d'impact, disposée sur au moins une portion du pourtour du corps de façon à casser un jet de fluide lors du remplissage du logement interne  
15 par le fluide, la portion d'impact comprenant une base, un sommet et au moins une paroi de déflexion convergeant depuis la base vers le sommet, le procédé de réalisation du noyau comprenant les étapes suivantes :

- conception d'un modèle de noyau comprenant la fourniture du corps du noyau et la génération d'une portion d'impact, et
- 20 - fabrication du noyau sur la base du modèle.

[0046] Ces dispositions permettent d'obtenir le noyau décrit précédemment. En conséquence, tous les effets techniques susmentionnés sont applicables au présent procédé.

[0047] Selon un aspect, l'étape de génération de la portion d'impact  
25 comprend une sous-étape d'extrusion consistant à former un prisme à partir du corps, le prisme s'étendant depuis la base, et une sous-étape de découpage du prisme.

[0048] Grâce à ces dispositions, l'étape de génération de la portion d'impact est simple et rapide.

[0049] Selon un aspect, le découpage est réalisé selon une surface courbe.

[0050] Selon un aspect, l'étape de génération de la portion d'impact comprend en outre une sous-étape de rayonnage des arêtes vives après la  
5 sous-étape de découpage du prisme.

[0051] La sous-étape de rayonnage des arêtes permet d'éviter la présence d'arêtes vives.

[0052] Selon un aspect, l'étape de génération de la portion d'impact est réalisée par un logiciel de Conception Assistée par Ordinateur.

10 [0053] L'utilisation d'un logiciel de conception assistée par ordinateur permet, grâce au modèle numérique, de pouvoir générer un moule à partir du modèle numérique et ainsi de fabriquer le noyau par fonderie ou par fabrication additive, par exemple.

[0054] Par exemple, l'étape de génération de la portion d'impact est  
15 réalisée par une fonction du logiciel de Conception Assistée par Ordinateur, par exemple par la fonction dite « surface multisections », permettant de créer une surface passant par plusieurs courbes.

#### BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

20 [0055] L'objet du présent exposé et ses avantages seront mieux compris à la lecture de la description détaillée qui suit, de modes de réalisation de l'invention donnés à titre d'exemples non limitatifs. Cette description se réfère aux dessins annexés, sur lesquels :

- la figure 1 représente un dispositif de moulage d'une aube de  
25 turbine comprenant un noyau de l'art antérieur ;

- la figure 2 représente un dispositif de moulage d'une aube de turbine comprenant le noyau selon le présent exposé ;

- la figure 3 représente un noyau selon le présent exposé ;

- la figure 4 représente une vue rapprochée de la portion d'impact ;

- les figures 5A et 5B représentent différents modes de réalisation de la portion d'impact ;

- la figure 6 représente un mode de réalisation de la liaison entre le corps et la portion d'impact ;

5 - les figures 7A et 7B représentent d'autres modes de réalisation de la liaison entre le corps et la portion d'impact ;

- les figures 8A à 8C représentent des étapes de réalisation de la portion d'impact du noyau.

10

## DESCRIPTION DÉTAILLÉE DE L'INVENTION

[0056] La figure 2 représente un dispositif de moulage 1, adapté pour la fonderie d'aube de turbine dans cet exemple. Le dispositif de moulage 1 comprend un moule, ici une carapace de moulage 3, définissant un logement interne 5. En effet, les exemples de réalisation représentés sur les figures concernent plus particulièrement la coulée de métal dans un moule carapace. Le dispositif de moulage 1 comprend en outre un noyau 7 disposé à l'intérieur du logement interne 5.

15 [0057] Le noyau 7 a une forme allongée et s'étend selon une direction principale DP. Le logement interne 5 et donc la carapace de moulage 3, ont également une forme allongée et s'étendent selon la même direction principale DP. Ainsi, le logement interne 5 comprend une première zone d'extrémité 5A et une deuxième zone d'extrémité 5B.

[0058] Le logement interne 5 comprend une entrée de fluide 9, permettant la coulée de fluide dans le dispositif de moulage 1 de façon à mouler une aube de turbine. L'entrée de fluide 9 débouche sur la première zone d'extrémité 5A, sensiblement dans la direction principale DP.

25 [0059] Par exemple, le noyau 7 est constitué d'un matériau réfractaire par rapport au fluide coulé ou injecté. Par exemple, le noyau 7

est en céramique ou en métal à haut point de fusion, c'est-à-dire à un point de fusion supérieur à 1500°C.

[0060] Le noyau 7, représenté plus en détail en figure 3, comprend un corps 13 dont au moins une partie est destinée à former la forme  
5 intérieure de l'aube de turbine, autrement dit ses cavités internes, c'est-à-dire que l'au moins une partie du corps 13 constitue la portion utile du noyau 7. Le corps 13 a une forme allongée et s'étend selon la direction principale DP. Le corps 13 comprend une première portion d'extrémité 13A, destinée à former la baignoire de l'aube de turbine et une deuxième  
10 portion d'extrémité 13B, destinée à former la cavité du pied d'aube de turbine. Les première et deuxième portions d'extrémité forment deux blocs reliés par une pluralité de bras 13C. Les bras 13C sont destinés à former les cavités de ventilation de l'aube.

[0061] Le noyau 7 comprend en outre une portion d'impact 15,  
15 disposée sur un côté du corps 13. Plus précisément, la portion d'impact 15 est disposée dans le prolongement de la première portion d'extrémité 13A du corps 13 selon la direction principale DP. Dans cet exemple, la première portion d'extrémité 13A du corps 13 est destinée à former la baignoire de l'aube de turbine. Ainsi, la portion d'impact 15 est disposée  
20 en regard de l'entrée de fluide 9 de façon à casser un jet de fluide lors de la coulée du fluide dans le dispositif de moulage 1.

[0062] La portion d'impact 15 comprend une base 21, un sommet 17 et une paroi de déflexion 19 convergeant depuis la base 21 vers le  
25 sommet 17, la paroi de déflexion 19 s'étendant dans le prolongement de la paroi du corps 13. Dans cet exemple, comme cela est visible sur la figure 2, le sommet 17 n'est pas disposé en face de l'entrée de fluide 9. Le jet de fluide est donc ici cassé par une partie latérale de la portion d'impact 15.

[0063] Dans le présent exemple, comme cela est visible sur la figure  
30 2, le jet de fluide arrive par le bas du dispositif de moulage 1, c'est-à-dire

que le jet de fluide arrive sensiblement dans le sens inverse du sens de la gravité. Autrement dit, la coulée est réalisée en source. La première zone d'extrémité 5A est donc disposée en bas du logement interne 5 selon la direction de la gravité. Toutefois, dans d'autres exemples de réalisation, 5 l'entrée de fluide 9 pourrait être disposée en haut du logement interne 5, c'est-à-dire que le jet de fluide est dirigé dans le sens de la gravité. Dans ce cas, la portion d'impact est disposée en haut du dispositif de moulage, en regard de l'entrée de fluide.

[0064] La figure 2 représente également une chicane 10 qui 10 débouche sur la première zone d'extrémité 5A. La chicane 10 sert de sélecteur de grain, permettant de diriger la solidification de la pièce aéronautique finale, qui est monocristalline ou colonnaire. Dans le cas d'une coulée de métal en source, la chicane peut également servir de système d'alimentation en métal, c'est-à-dire que la coulée se réalise 15 également via la chicane 10.

[0065] Le sommet 17 présente une forme arrondie, dans l'exemple de réalisation représenté, visible sur les figures 3 et 4 par exemple. La hauteur entre la base 21 et le sommet 17 de la portion d'impact 15 selon la direction principale DP est d'environ 17 mm. La plus grande largeur de 20 la portion d'impact 15, au sommet 17 est, par exemple, d'environ 6 mm.

[0066] Selon l'ensemble des plans normaux à la base 21 et passant par le sommet 17, la pente de la paroi de déflexion 19 présente plusieurs valeurs, décroissantes en approchant du sommet 17. La portion d'impact 15 présente donc une forme sensiblement de dôme. La tangente à la paroi 25 de déflexion 19 au voisinage de la base 21 est généralement colinéaire à la direction principale DP, c'est-à-dire, dans l'exemple représenté, généralement verticale. En se dirigeant vers sommet 17, la tangente à la paroi de déflexion 19 s'incline par rapport à la direction principale. Au voisinage du sommet 17, la tangente à la paroi de déflexion 19 est

généralement perpendiculaire à la direction principale DP, c'est-à-dire, dans l'exemple représenté, généralement horizontale.

[0067] La figure 3 montre la portion utile du noyau 1, entre les lignes pointillées. On voit que la portion d'impact est située en dehors de la portion utile du noyau 7. On voit également qu'une partie de la deuxième portion d'extrémité 13B est située en dehors de la portion utile du noyau 7. En effet, cette partie est engagée dans des éléments de réception de la carapace de moulage de façon à maintenir le noyau 7 en position lors de la coulée du fluide. Ces parties du noyau 7 disposée hors de la zone utile permettent de simplifier l'élimination du noyau de l'aube de turbine finale. En effet, lorsque la matière est solidifiée pour former l'aube de turbine, on dispose de plus de marge pour découper le métal tout en découpant également une partie du noyau 7. Comme une portion du noyau 7 est découpée, il est plus aisé, après le décochage chimique du noyau 7, de dépoussiérer l'aube de turbine moulée.

[0068] Le noyau 7 comprend deux logements de prise de côte 23. L'un des logements de prise de côte 23 est ménagé dans la portion d'impact 15. L'autre des logements de prise de côte 23 est disposé dans la deuxième portion d'extrémité 13B du corps 13. Les logements de prise de côte 23 permettent de vérifier le bon dimensionnement du noyau 7 lors de sa fabrication. Les logements de prise de côte 23 sont disposés hors de la zone utile.

[0069] Comme représenté en figure 3, le noyau comprend des tiges 24, par exemple en alumine, permettant en outre de créer des trous de dépoussiérage de l'aube de turbine. La première portion d'extrémité 13A du noyau 13 comprend des trous 25 débouchant sur les tiges 24 et permettant ainsi d'avoir accès aux tiges 24 depuis la première portion d'extrémité 13A.

[0070] La portion d'impact 15 et/ou la première portion d'extrémité 13A du corps 13 peut/peuvent être pleine(s), comme représenté en figure

5A. Toutefois, les contraintes sur le noyau 7 lors du refroidissement de la matière peuvent être importantes. Le noyau pourrait donc casser et la matière risque de voir apparaître des défauts de recristallisation.

[0071] Ainsi, il est également possible de prévoir que la portion  
5 d'impact 115 et/ou la première portion d'extrémité 113A du corps 113  
soit/soient être creuse(s), comme représenté en figure 5B. Ainsi, lors du  
refroidissement de la matière, une portion de la paroi de déflexion 119  
proche de la base 121 et/ou la paroi de la première portion d'extrémité  
113A du corps 113 peut/peuvent se briser et ainsi soulager les contraintes  
10 dans la matière se solidifiant. La portion d'impact 115 et/ou la première  
portion d'extrémité 113A du corps 113 creuse(s) peut/peuvent être  
réalisée(s) par un procédé additif, en utilisant par exemple des inserts,  
éliminés lors de la cuisson du noyau 7.

[0072] Le corps 13 et la portion d'impact 15 peuvent être formés  
15 d'un seul tenant, de manière monobloc, par exemple injectés ou réalisés  
par fabrication additive ensemble. La portion d'impact 215 peut également  
être rapportée sur le noyau 7 et fixée par tout moyen, par exemple par  
soudage, collage, cofrittage ou assemblage. Par exemple, comme  
représenté en figure 6, la première portion d'extrémité 213A du corps 213  
20 est creuse et forme un espace de fixation 229. La première portion  
d'extrémité 213A du noyau 213 comprend des plots 231 s'étendant selon  
la direction principale DP. Les plots 231 comprennent chacun une cavité  
centrale, s'étendant également selon la direction principale DP. La portion  
d'impact 215 comprend des baguettes 235 fixées à la base 21 et  
25 s'étendant selon la direction principale DP. Les baguettes 235 sont  
configurées pour s'insérer dans les cavités des plots 231. Un point de colle  
239 est disposé au fond de chaque cavité et permet de retenir la portion  
d'impact 215 sur le corps 213. Cette configuration permet d'emprisonner  
la colle de façon à ce qu'elle ne contamine pas la matière. Afin d'éviter les  
30 contraintes sur les parois de l'espace de fixation 229 dues à une dilatation

de l'air dans l'espace de fixation 229 lors de la coulée de fluide dans le dispositif de moulage, il est possible de mettre l'espace de fixation 29 sous vide.

[0073] Alternativement, comme représenté en figure 7A, au lieu  
5 d'être fixé par un point de colle, la portion d'impact 315 et le corps peuvent être fixés par une pluralité des tiges 324. Dans cet exemple de réalisation, les tiges 324 s'étendent au travers de chacun des plots 331 et des baguettes 335. Dans cet exemple, les baguettes 335 sont toujours insérées dans les cavités des plots 331.

10 [0074] En revanche, dans une variante à cet exemple représentée en figure 7B, les plots 431 et les baguettes 435 ne coopèrent pas et sont reliées uniquement par l'intermédiaire des tiges 424. La rugosité des tiges 424 assure alors le maintien de la portion d'impact 415 sur le corps 413.

[0075] Le noyau 7 est réalisé à partir d'un modèle qui sert ensuite à  
15 la fabrication réelle du noyau 7. Le modèle est généralement numérique et réalisé par Conception Assistée par Ordinateur (CAO). La conception de ce modèle va maintenant être décrite en référence aux figures 8A, 8B et 8C.

[0076] Tout d'abord, on procède à l'extrusion d'un prisme à partir  
20 d'un modèle de corps du noyau, qui est fourni. Ce prisme est représenté en figure 8A. Le prisme est extrudé dans le prolongement de la paroi du modèle de corps du noyau. Ensuite, on procède au découpage du prisme, selon une courbe. Le prisme découpé est représenté en figure 8B.

[0077] Ensuite, on procède au rayonnage du prisme découpé. On  
25 rayonne les arêtes, de façon à obtenir une forme de dôme, comme représenté en figure 8C, et former ainsi le modèle de portion d'impact 15.

[0078] Ensuite, lorsque le modèle du noyau, et donc de sa portion  
30 d'impact est conçu, on réalise l'étape de fabrication du noyau. Le noyau est généralement fabriqué par injection à partir d'un moule. Le corps et le noyau peuvent également être fabriqué en deux parties, à partir de leur modèle respectif, et injectés séparément à l'aide de moules.



[0079] Bien que la présente invention ait été décrite en se référant 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 particulier, des caractéristiques individuelles des différents modes de réalisation illustrés/mentionnés  
5 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

1. Noyau pour la fonderie d'une pièce aéronautique telle qu'une aube de turbine, le noyau (7) étant destiné à être disposé dans un logement interne (5) défini par un moule (3), le noyau (7) comprenant :
  - un corps (13) destiné à former la forme intérieure de la pièce aéronautique,
  - une portion d'impact (15), disposée sur au moins une portion du pourtour du corps (13) de façon à casser un jet de fluide lors du remplissage du logement interne (5) par le fluide, la portion d'impact (15) comprenant une base (21), un sommet (17) et au moins une paroi de déflexion (19) convergeant depuis la base (21) vers le sommet (17).
2. Noyau selon la revendication 1, dans lequel la portion d'impact (15) s'étend continûment depuis le corps (13).
3. Noyau selon l'une des revendications 1 ou 2, dans laquelle le sommet (17) est arrondi.
4. Noyau selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la pente de l'au moins une paroi de déflexion (19) dans au moins un plan normal à la base (21) et passant par le sommet (17), de préférence tous plans normaux à la base (21) et passant par le sommet (17), présente plusieurs valeurs.
5. Noyau selon la revendication 4, dans lequel la pente de l'au moins une paroi de déflexion (19) est plus faible au voisinage du

sommet (17) que la pente au voisinage d'une base de la portion d'impact (15).

- 5            6.    Noyau selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la portion d'impact (15) possède une hauteur comprise entre 100% et 1000% de la largeur du noyau (7), de préférence entre 150% et 300% de la largeur du noyau (7).
- 10           7.    Noyau selon l'une des revendications précédentes, dans lequel le corps (13) et la portion d'impact (15) sont formés d'un seul tenant.
- 15           8.    Noyaux selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la portion d'impact (15) et le corps (13) sont reliés au moins par une pluralité de tiges.
- 20           9.    Dispositif de fonderie (1) pour aube de turbine, comprenant :  
              - un moule (3) définissant un logement interne (5), le logement interne (5) comprenant une entrée de fluide (9) ;  
              - un noyau (7) conforme à l'une quelconque des revendications précédentes, disposé à l'intérieur du logement interne (5), la portion d'impact (15) étant disposée en regard de l'entrée de fluide (9).
- 25
- 30           10.   Procédé de réalisation d'un noyau (7) pour la fonderie d'une pièce aéronautique telle qu'une aube de turbine, le noyau (7) étant destiné à être disposé dans un logement interne (5) défini par un moule (3), le noyau (7) comprenant un corps (13) destiné à former la forme intérieure de la pièce aéronautique,

- une portion d'impact (15), disposée sur au moins une portion du pourtour du corps (13) de façon à casser un jet de fluide lors du remplissage du logement interne par le fluide, la portion d'impact (15) comprenant une base, un sommet (17) et au moins une paroi de déflexion (19) convergeant depuis la base vers le sommet (17), le procédé de réalisation du noyau comprenant les étapes suivantes :
- conception d'un modèle de noyau comprenant la fourniture du corps (13) du noyau (7), dont la géométrie correspond à la forme intérieure de la pièce aéronautique, et la génération d'une portion d'impact (15), et
  - fabrication du noyau sur la base du modèle.
11. Procédé selon la revendication 10, dans lequel l'étape de génération de la portion d'impact (15) comprend une sous-étape d'extrusion consistant à former un prisme à partir du corps, le prisme s'étendant depuis la base, et une sous-étape de découpage du prisme.
12. Procédé selon la revendication 11, dans lequel, l'étape de génération de la portion d'impact comprend en outre une sous-étape de rayonnage des arêtes vives après la sous-étape de découpage du prisme.
13. Procédé selon l'une des revendications 10 à 12, dans lequel l'étape de génération de la portion d'impact est réalisée par un logiciel de Conception Assistée par Ordinateur.

FIG.1

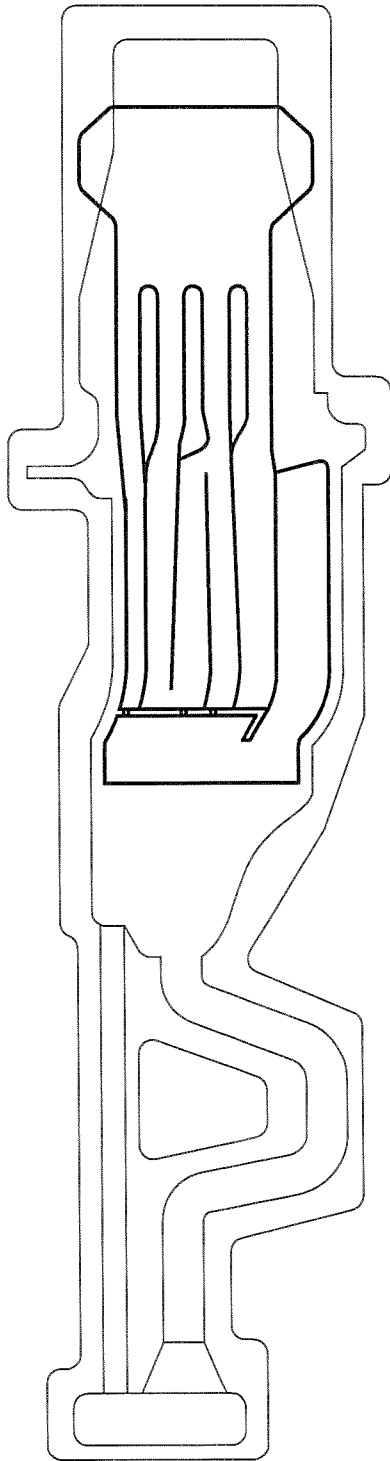
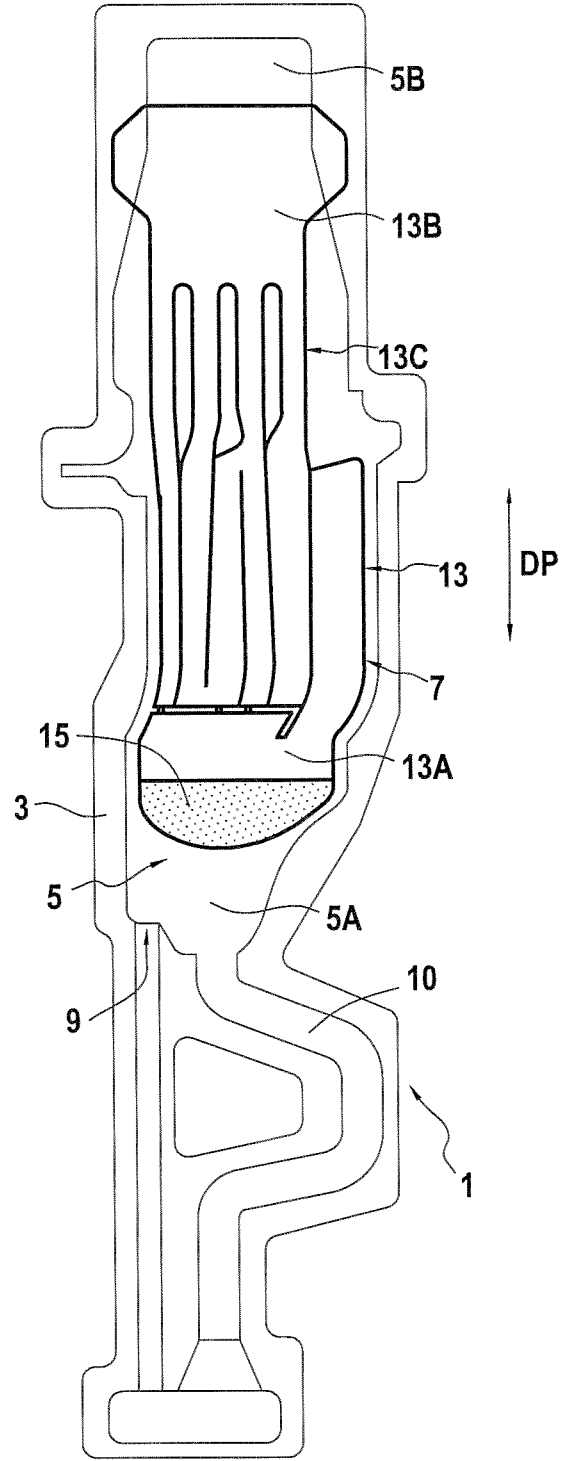


FIG.2



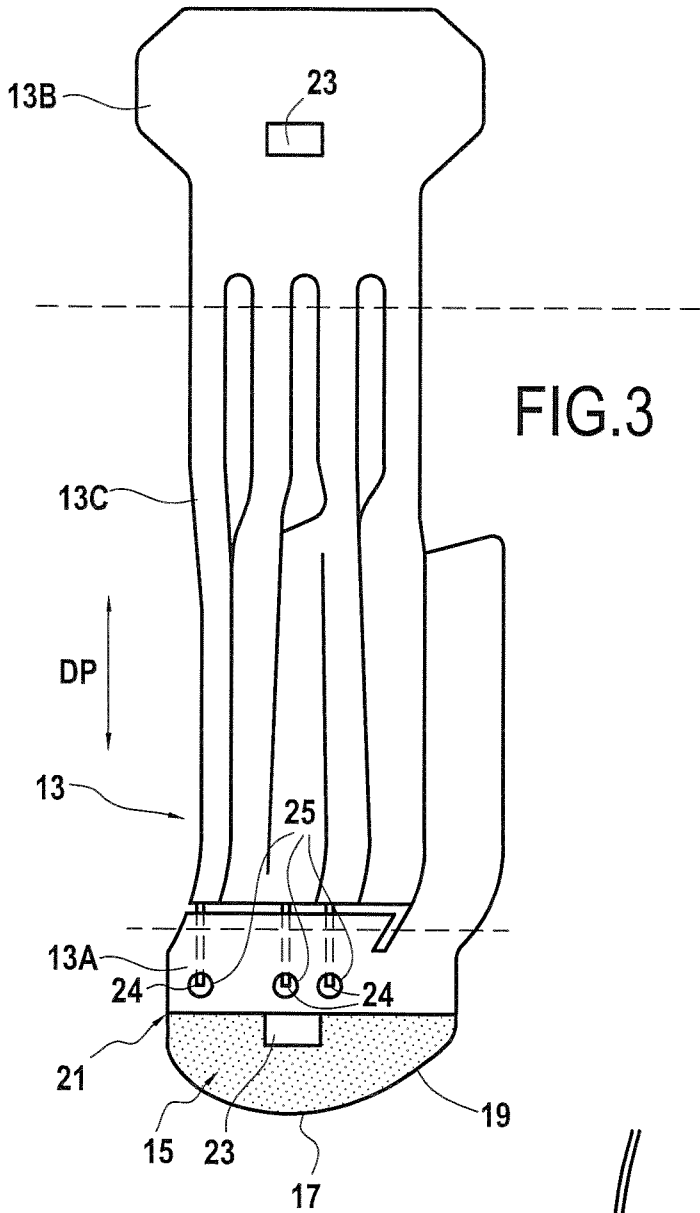
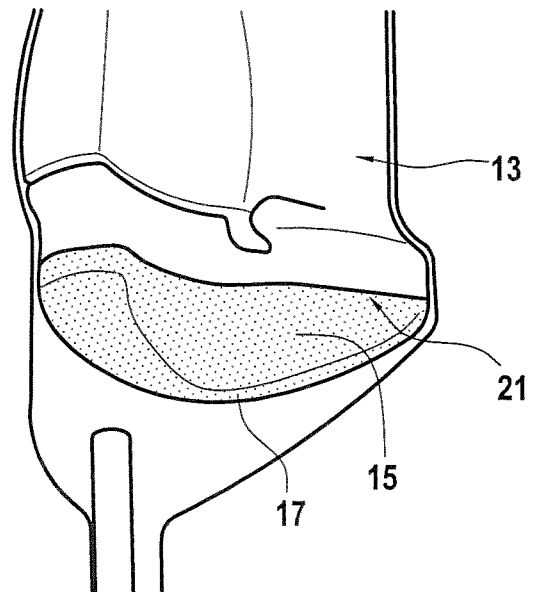
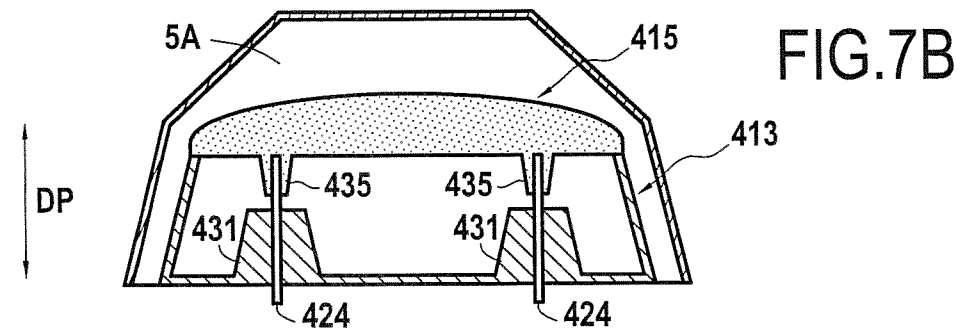
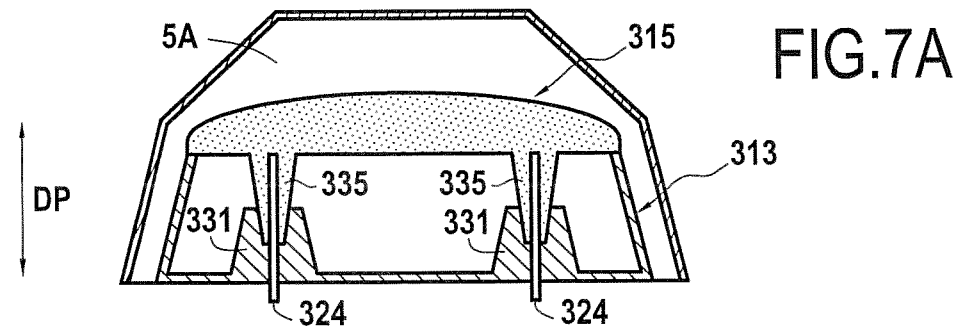
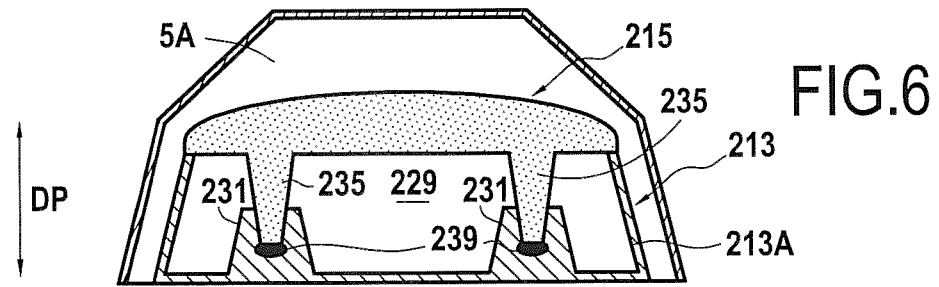
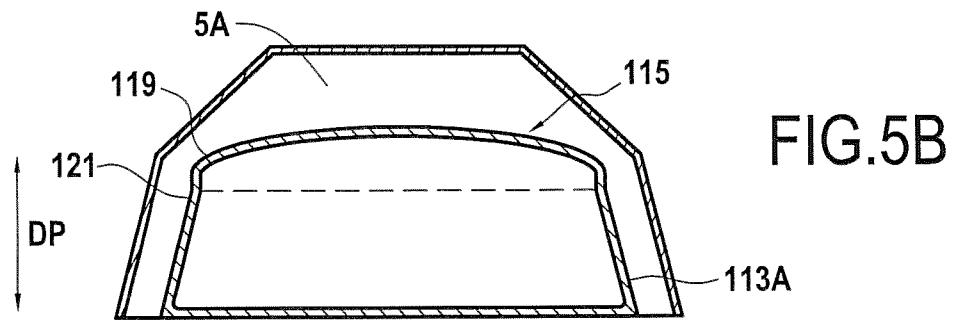
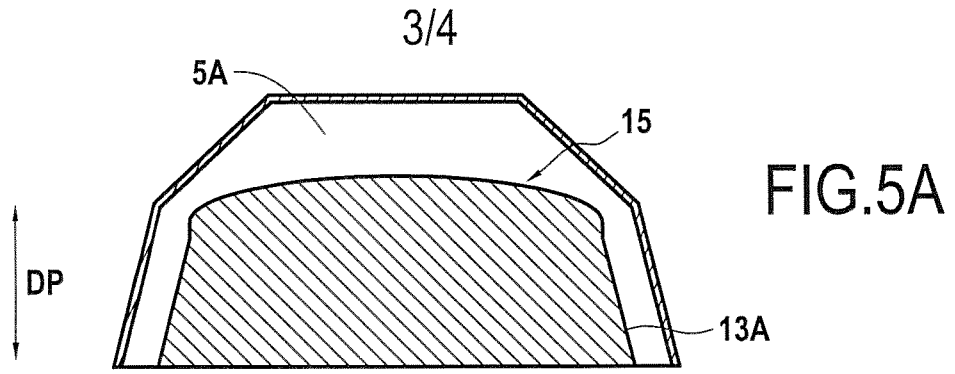


FIG. 4





4/4

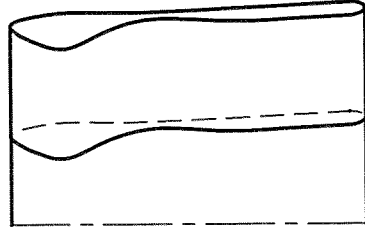


FIG. 8A

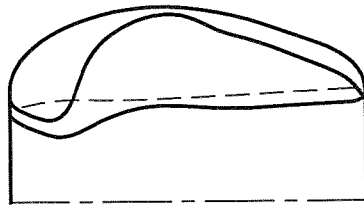


FIG. 8B

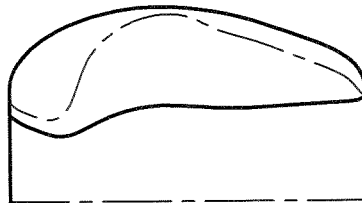


FIG. 8C



**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement  
national

FA 854910  
FR 1853268

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2017/335706 A1 (DAVIS TIMOTHY M [US] ET AL) 23 novembre 2017 (2017-11-23) * figures 9, 10 *	1-13	B22C9/10 B22D17/00 F01D5/18 F01D9/02
X	EP 3 002 070 A1 (ROLLS ROYCE PLC [GB]) 6 avril 2016 (2016-04-06) * figure 3 *	1-5,9	
X	US 2013/323078 A1 (BEATTIE JEFFREY S [US] ET AL) 5 décembre 2013 (2013-12-05) * alinéas [0069] - [0071]; figures 4, 6 *	1-5,9	
X	US 2008/164001 A1 (MORRIS MARK C [US] ET AL) 10 juillet 2008 (2008-07-10) * figures 5, 7 *	1-5,9	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B22C
		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
		14 novembre 2018	Scheid, Michael
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		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	
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			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1853268 FA 854910**

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 **14-11-2018**

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
US 2017335706 A1	23-11-2017	EP 3246533 A1 US 2017335706 A1	22-11-2017 23-11-2017
EP 3002070 A1	06-04-2016	EP 3002070 A1 US 2016067769 A1	06-04-2016 10-03-2016
US 2013323078 A1	05-12-2013	EP 2855854 A2 SG 11201407921V A US 2013323078 A1 WO 2014025440 A2	08-04-2015 29-01-2015 05-12-2013 13-02-2014
US 2008164001 A1	10-07-2008	AUCUN	

EPO FORM P0485

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