

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

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

2 745 589

21 N° d'enregistrement national : 96 02535

51 Int Cl⁶ : C 23 C 4/06, B 29 C 70/06, B 23 K 31/02, F 01 D 5/28,
C 04 B 37/00

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 29.02.96.

30 Priorité :

43 Date de la mise à disposition du public de la
demande : 05.09.97 Bulletin 97/36.

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 :

71 Demandeur(s) : SOCIETE NATIONALE D'ETUDE ET
DE CONSTRUCTION DE MOTEURS D'AVIATION
SNECMA SOCIETE ANONYME — FR.

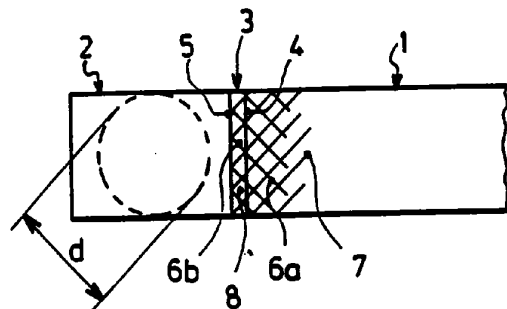
72 Inventeur(s) : CHAMPENOIS CHRISTOPHE JEAN
ROGER, DAVID LAURENT JEAN PIERRE,
GUELDRY GERARD MICHEL ROLAND et
MARTINOUE ROBERT LUCIEN.

73 Titulaire(s) : .

74 Mandataire : SOCIETE NATIONALE D'ETUDE ET DE
CONSTRUCTION DE MOTEURS D'AVIATION
SNECMA.

54 PIECE HYBRIDE A HAUT RAPPORT RESISTANCE-MASS ET PROCEDE DE REALISATION.

57 L'invention propose une pièce hybride à haute résistance comportant une première partie (1) en composite à matrice organique renforcée par des fibres (6a), une seconde partie (2) en métal, alliage métallique ou céramique, ainsi qu'une couche de transition (3) en composite composée d'une matrice en matériau soudable à la partie (2) alors que les fibres (6b) sont le prolongement des fibres (6a) de la partie (1). La partie (2) est rapportée par dépôt de matière en fusion à la flamme, à l'arc électrique ou par plasma, ou bien usinée séparément et soudée sur la couche de transition (3).



FR 2 745 589 - A1



PIECE HYBRIDE A HAUT RAPPORT RESISTANCE-MASSE ET
PROCEDE DE REALISATION

Dans un premier objet, l'invention se rapporte à une
5 structure de pièce hybride, en particulier mais non
exclusivement une bielle à tête rapportée, une aube de
turbomachine à bord d'attaque rapporté ou un carter à
bossages également rapportés, ces pièces comportant au moins
10 une première partie en matériau composite à matrice de résine
organique renforcée par des fibres et au moins une seconde
partie rapportée en métal, alliage métallique ou céramique.

Dans un second objet, l'invention se rapporte à un procédé de
réalisation de telles pièces.

15

Les pièces en matériau composite comportant une masse de
fibres de renfort, par exemple en carbone ou en carbure de
silicium SiC, noyées dans une matrice de résine organique
durcie par polymérisation, sont appréciées dans l'industrie
20 et notamment dans l'aéronautique pour leur haut rapport
résistance/masse comparativement à ces mêmes pièces réalisées
entièrement en métal. De telles pièces en matériau composite
posent cependant des difficultés résultant de propriétés
générales de la résine organique constituant la matrice, à
25 savoir une faible dureté et une faible résistance en
température, ces difficultés ne se présentant pas avec les
pièces métalliques ou en céramique.

Un premier problème est donc de constituer des pièces en
30 matériau composite à matrice organique renforcée par des
fibres dont les parties ainsi sollicitées et pouvant prendre
des formes très diverses seraient en métal, alliage
métallique ou céramique adaptée à cette sollicitation et
façonnée à la forme requise.

35

La difficulté réside dans le mode de liaison entre la partie
en composite organique et la partie métallique alors que la
zone de contact entre ces deux parties est soumise à des
concentrations de contraintes :

- d'origine mécanique lorsque la partie métallique fait saillie sur la partie composite et est soumise à des efforts tendant à l'arracher,

- d'origine mécanique encore du fait des modules d'élasticité ou modules d'Young différents,

- d'origine thermique du fait des coefficients de dilatation en température très différents.

Ces phénomènes sont aggravés lorsque la partie métallique est rigide, donc épaisse, ou lorsqu'au moins une dimension de la zone de contact est importante, ce qui nécessite de renforcer la liaison par des moyens mécaniques supplémentaires tels vissage, rivetage, coutures etc ...

15 Un second problème est en conséquence d'assurer une liaison très résistante entre les parties de la pièce en composite à matrice organique et les parties en métal, alliage métallique ou céramique.

20 La faible résistance de la résine organique à l'abrasion et aux impacts de corps étrangers pose problème notamment dans le cas des hélices pour avions. Ce même problème se pose aussi pour les aubes de turbomoteur pour avion, surtout les aubes dites de soufflante situées tout à l'avant des 25 turbomoteurs. En effet, de telles aubes tournant jusqu'à 3000 tours par minute et pouvant atteindre une hauteur de 1200 mm avec une épaisseur inférieure à 30 mm sont particulièrement exposées à l'abrasion du sable pénétrant dans le moteur ou aux chocs de corps étrangers lourds comme les oiseaux.

30

Pour remédier à cela, on peut recouvrir le bord d'attaque de l'aube par un revêtement métallique, mais avec le problème de liaison précédemment décrit. Le brevet DE 4 411 670 décrit une aube comportant un bord d'attaque dont la liaison au 35 reste de la pale est renforcée par vis et coutures.

Cette solution nécessitant des opérations de fabrication supplémentaires reste toutefois d'une résistance limitée, car un nombre excessif de coutures affaiblirait la pale par

multiplication des perforations à travers cette pale. Le bord d'attaque est donc mince et souple ce qui ne lui permet pas de résister correctement aux chocs d'objets lourds tels les oiseaux.

5

La faible résistance des matériaux composites à matrice organique aux compressions localisées, par exemple du type poinçonnage, provient du fait que les fibres de renfort sont sans effet dans ce type de contrainte alors qu'elles sont
10 très efficaces dans les sollicitations en traction. Ce problème se pose pour les points de fixation par rivetage ou boulonnage des pièces, en composite, par exemple des carters, des couvercles ou des cônes d'entrée d'air de turbomoteurs pour avions. Le problème n'est que partiellement résolu par
15 l'utilisation de rivets ou de boulons à tête de vis et écrou large car cette largeur reste limitée et il subsiste des concentrations de contraintes importantes aux points de fixation nécessitant une force de serrage réduite et une augmentation du nombre de points de fixation.

20

La faible résistance en température des résines organiques entraîne une limitation de l'emploi des pièces en composites élaborées à partir de ces résines. On connaît un procédé de protection thermique de pièces métalliques consistant à
25 réaliser à la surface de ces pièces un bouclier en céramique thermiquement isolante par projection plasma. L'application de ce procédé aux pièces en composite à matrice organique pose cependant deux difficultés :

30 D'abord il n'est pas applicable aux pièces de dimension conséquente du fait de la grande différence entre la température de solidification de la céramique fondue et la température ambiante et de la cassure de type vitreux de la céramique. En effet au refroidissement, la céramique ayant un
35 coefficient de dilatation thermique plus important se contractera plus vite avec un risque élevé de fissuration de la céramique, une forte compression de la pièce en composite et une concentration de contraintes importante entre la

céramique et la pièce tendant à provoquer le décollement de la couche de céramique.

Ensuite, la chaleur dégagée par la projection par plasma de
5 céramique en fusion sur la pièce en composite va provoquer une forte dégradation de la résine réduisant la résistance de la pièce. La chaleur dégagée va provoquer aussi la destruction par pyrolyse de la résine dans le voisinage de la surface de la pièce, ce qui réduit la résistance de la
10 liaison entre la couche de céramique et la partie composite de la pièce.

On connaît un procédé de protection de pièces en matériau composite fibre de renfort + résine organique consistant à
15 projeter par plasma sur la pièce une couche de métal ou d'alliage métallique en fusion. On retrouve dans ce procédé les inconvénients précédemment décrits. Bien que le risque de fissuration puisse être réduite en utilisant un métal maléable, ce procédé reste limité aux revêtements de
20 protection en couche mince pour des pièces peu sollicitées.

L'invention propose une pièce hybride à haute résistance comportant une première partie en matériau composite constituée d'une matrice de résine organique renforcée par
25 des fibres et d'au moins une seconde partie en matériau du groupe métal, alliage métallique ou céramique, cette seconde partie étant susceptible de prendre de grandes dimensions et d'avoir au moins à un endroit une dimension d dans une direction quelconque au moins égale à 8 mm, avec une liaison
30 entre la première partie et sa seconde partie très robuste.

Selon l'invention, une telle pièce comporte en outre une couche de transition en matériau composite composée d'une matrice en matériau soudable avec celui de la seconde partie
35 et se prolongeant dans ladite seconde partie par continuité de la matière obtenue par soudage ou un moyen équivalent, ladite couche de transition comportant aussi des fibres de renfort se prolongeant par continuité de la fibre dans la première partie.

On comprend qu'une liaison particulièrement robuste entre la première et la seconde partie est obtenue par cette double continuité combinée à l'interpénétration de la fibre et de la
5 matrice dans la couche de transition.

Avantageusement, la matrice de la première partie et la matrice de la couche de transition arriveront en contact mutuel afin de bien enrober la fibre dans le voisinage de la
10 surface séparant la première partie de la pièce et la couche de transition, et par répercussion de ne pas affaiblir la liaison dans cette zone très sollicitée.

Dans un mode de réalisation avantageux, les fibres traversent
15 la surface séparant la première partie et la couche de transition en formant un angle compris entre 15 et 75° avec ladite surface, afin d'augmenter la capacité de la fibre à s'opposer au décollement de la première partie et de la couche de transition.

20

Dans un mode de réalisation avantageux n'excluant pas le mode précédent, les fibres de renfort forment chacune un coude dans la couche de transition et se prolongent de part et d'autre du coude dans la première partie, afin d'améliorer la
25 saisie de la fibre par la matrice de la couche de transition, de réduire l'épaisseur de ladite couche de transition et d'augmenter la résistance de la liaison entre ladite première partie de la pièce et ladite couche de transition.

30 Dans un mode de réalisation préféré, les fibres de la première partie et de la couche de transition sont agencées en monotissu.

L'invention propose aussi un procédé de réalisation de telles
35 pièces mettant en oeuvre le procédé bien connu RTM (resin transfer molding) et comportant notamment les opérations suivantes :

- a) réalisation d'une préforme de fibre à la forme de la première partie de la pièce associée à la couche de transition,
- b) constitution de la couche de transition par projection 5 par plasma d'un matériau fondu soudable avec le matériau de la seconde partie,
- c) constitution de la seconde partie de la pièce notamment sous la forme d'un brût, sur la couche de transition,
- d) disposition de l'ensemble première partie + couche de 10 transition + seconde partie dans un moule,
- e) injection et polymérisation de la résine dans la préforme constituant la première partie.

Selon la forme à obtenir, la constitution de la seconde 15 partie peut s'effectuer :

- f) par changement de la matière de cette seconde partie à la flamme, à l'arc électrique ou par projection plasma,
- g) par usinage de cette seconde partie et soudage sur la couche de transition.
- 20
- Après polymérisation de la résine, la seconde partie fera en général l'objet d'un usinage complémentaire et d'une finition.

25 Avantageusement le moule comportera une cavité entourant la seconde partie avec un jeu suffisant pour qu'il n'y ait pas contact entre les parois du moule et la cavité. Préalablement à l'injection de résine, on comblera l'espace laissé libre entre la seconde partie et les parois de la cavité par un 30 élastomère. Cette disposition présente deux avantages :

- élimination du risque de déformer la pièce par poussée d'une paroi du moule sur la deuxième partie de la pièce encore imprécise à ce stade du procédé,
- économie de résine, l'élastomère empêchant la résine très 35 liquide de surmouler la seconde partie.

Dans une forme de réalisation particulière de l'invention, la pièce hybride est une aube de turbomachine et plus particulièrement mais non exclusivement une aube de

soufflante de turbomoteur pour aéronef, une telle aube comportant une pale en matériau composite à matrice organique et un bord d'attaque rapporté en alliage métallique.

5 Avantageusement, l'aube aura une préforme de fibres constituée par un empilement de nappes de tissus parallèlement à la surface moyenne de la pale, le bord amont de chaque nappe arrivant jusque dans la couche de transition. Avantageusement aussi, les bords avant des nappes
10 constitueront une protubérance ou bulbe pénétrant à l'intérieur du bord d'attaque, afin d'augmenter la surface de la couche de transition, et par répercussion la solidité de la liaison entre la première partie de la pièce et la couche de transition.

15

Avantageusement aussi, la préforme de fibre sera en monotissu, les fils de chaîne reliant les nappes entre elles formant des coudes dans la couche de transition, et améliorant la saisie de la fibre par la matrice de la couche
20 de transition.

Dans le cas d'une aube de soufflante de turbomoteur pour aéronef, la fibre est habituellement en carbone haute résistance, en carbure de silicium SiC ou autre matériau de
25 propriété équivalente, et le bord d'attaque en alliage de titane TA6V. Avec une épaisseur l de 8 à 10 mm prise suivant une direction allant vers l'aval de l'aube, ce bord d'attaque présentera une rigidité améliorée par rapport à celui du brevet DE 4 411 679 précédemment cité. Cette rigidité sera
30 améliorée sans inconvénient en portant cette épaisseur au moins à 20 mm, ce qui rend l'aube particulièrement résistante aux chocs de corps étrangers lourds, malgré sa grande légèreté par rapport aux aubes entièrement métallique.

35 Dans une autre forme de réalisation de l'invention, la première partie est une paroi par exemple d'un carter, d'un couvercle ou d'un cône d'entrée d'air, et la seconde partie un bossage ou une pluralité de bossages rapportés sur ladite paroi.

Dans une troisième forme de réalisation de l'invention, la seconde partie est un bouclier thermique en céramique appliqué par exemple sur la paroi intérieure d'un carter de 5 turbomachine.

La présente invention ne saurait être assimilée à un nouvel emploi du procédé de traitement de surface par projection par plasma de métal ou d'alliage métallique fondu sur une pièce 10 en matériau composite à matrice organique, ou à une variante de ce procédé, ainsi qu'aux articles ainsi obtenus. En effet:

a) la partie métallique ou en céramique n'est pas un simple revêtement mais une pièce proéminente de forme variable et est soudée à la matrice de la couche de transition pour 15 interpénétrer avec la fibre de la première partie,

b) cette partie métallique ou céramique est obtenue par chargement de matière ou soudage de pièce réalisée antérieurement à l'imprégnation de la préforme de fibre par la résine.

20

Le résultat obtenu est des pièces hybrides dont la partie métallique ou en céramique peut faire fortement saillie sur la partie en composite à matrice organique avec :

- une très forte liaison de type soudage entre les deux 25 parties,

- une parfaite santé matière de la partie en composite organique.

L'invention est aussi particulièrement avantageuse dans le 30 cas des pièces de grandes dimensions, car pendant le refroidissement de la seconde partie, les fibres de la première partie qui ne sont pas immobilisées par la matrice de résine suivent sans tensions internes les contractions de la seconde partie. La polymérisation de la résine ne générera 35 ensuite que de faibles tensions internes, car elle s'effectue à des températures allant de 100°C à 300°C, donc très inférieures aux températures de fusion du matériau de la seconde partie métallique ou en céramique, soit 1300°C à 1700°C.

Pour les mêmes raisons, l'invention autorise des parties en céramique de grande dimension sans risque de fissuration par rupture vitreuse de cette céramique pendant son
5 refroidissement.

La présente invention ne saurait être limitée à une seconde partie unique, le terme "seconde partie" pouvant au contraire désigner une pluralité de pièces distinctes. Ce peut être le
10 cas par exemple d'une aube dont sont renforcés par chargement de métal ou d'alliage métallique le bord d'attaque comme précédemment, mais aussi les flancs du pied par lequel l'aube est tenue et le bord de fuite. Ce peut être le cas aussi par exemple d'un carter ou d'un couvercle comportant une
15 pluralité de bossages.

L'invention sera mieux comprise et les avantages qu'elle procure apparaîtront plus clairement au vu d'un exemple détaillé de réalisation et des figures annexées.

20

La figure 1 illustre un barreau en matériau composite à matrice organique dont une extrémité métallique est rapportée.

25 La figure 2 illustre la structure d'un monotissu dans la couche de transition et au voisinage de celle-ci.

La figure 3 illustre le moulage du barreau de la figure 1.

30 La figure 4 illustre ce même barreau dont la partie rapportée est usinée séparément et soudée à la couche de transition.

La figure 5 illustre la partie avant d'une aube conforme à l'invention.

35

La figure 6 illustre le façonnage par projection plasma du bord d'attaque de l'aube.

La figure 7 illustre le moulage de l'aube.

La figure 8 illustre une paroi en composite organique avec un bossage rapporté.

5 La figure 9 illustre le façonnage de ce bossage rapporté.

On se reportera en premier lieu à la figure 1. La pièce est un barreau dont la partie 1 est le corps et la partie 2 une extrémité, lesdites parties 1 et 2 étant séparées par une
10 couche de transition 3. On référencera 4 et 5 les surfaces de séparation entre la couche de transition 3 et respectivement les parties 1 et 2. La partie 2 a au moins en un endroit une dimension dans une direction quelconque au moins égale à $d =$
15 8 mm et peut faire saillie sur la partie 1. En d'autres termes, une sphère fictive de diamètre d est inscriptible dans la partie 2.

La partie 1 est composée de fibres 6a à haute résistance et capables de supporter une température élevée, par exemple en
20 carbone ou carbure de silicium SiC ou en carbure de bore, les fibres 6a étant noyées dans une matrice 7 de résine organique durcie par polymérisation.

La couche de transition 3 est composée de fibres 6b qui sont
25 les prolongements des fibres 6a, les fibres 6b étant elles-mêmes noyées dans une matrice 8 en matériau soudable avec celui de la partie 2. Ce matériau de la partie 2 peut être en métal, en alliage métallique ou en céramique.

30 On référencera 6 les fibres dont un segment 6a est dans la partie 1 et un segment 6b dans la partie 2. Afin de bien enserrer les fibres 6 dans le voisinage de la surface de séparation 4, la matrice 7 de la partie 1 arrive jusqu'au contact de la matrice 8 de la couche de transition 3, ce qui
35 empêche les fibres 6 de se retrouver en porte-à-faux et améliore la liaison entre la partie 1 et la couche de transition 3. La liaison entre la couche de transition 3 et la partie 1 peut être encore améliorée à l'arrachement en donnant aux fibres 6 un angle d'incidence compris entre 15°

et 75° par rapport à la surface de séparation 4 lors de leur passage à travers ladite surface 4.

Avantageusement les fibres 6 traverseront la surface de séparation 4 avec un angle d'incidence compris entre 15° et 75°, afin d'augmenter la résistance à l'arrachement de la liaison entre la couche de transition et la partie 1.

On se reportera à la figure 2. Dans une forme de réalisation préférée, les fibres 6 sont incluses dans un monotissu, c'est à dire dans un tissu composé de plusieurs nappes de fils de trame 10 reliées entre elles par les fils 6. Ces fils 6 en contournant les fils de trame 10 les plus à la surface du tissu constituent des coudes 6b à l'intérieur de la couche de transition 3 alors que les extrémités des coudes 6a se prolongent dans la partie 1 à l'intérieur du monotissu. Avec une telle disposition, les fils 6 réalisent un accrochage efficace entre la couche de transition 3 et la partie 1 et renforce de ce fait la liaison entre ladite couche de transition 3 et ladite partie 1.

On se reportera maintenant à la figure 3. Dans une première forme de réalisation de l'invention la pièce est obtenue comme suit :

25

a) Réalisation d'une préforme de fibres 11 à la forme de la partie 1 augmentée de la couche de transition 3. De telles préformes sont connues de l'homme du métier et peuvent être constituées de nappes de tissus assemblées d'un monotissu et 30 ou simplement de fils ou bandes tissées bobinées sur un noyau,

b) Réalisation de la couche de transition 3 par projection par plasma du matériau en fusion de la partie 2 ou d'un 35 matériau soudable avec celui de la partie 2, soit un métal, un alliage métallique ou une céramique. Des caches non représentés peuvent être disposés contre la préforme 11 jusqu'au pourtour de la surface 4 à constituer, afin de ne

pas projeter de la matière en fusion sur le reste de la préforme 11.

c) Réalisation sur la couche de transition ainsi obtenue d'un
5 brut 2a de la partie 2 avec des surépaisseurs suffisantes,
par chargement de matière en fusion de la partie 2 déposée
goutte à goutte à la flamme ou à l'arc électrique.

d) Disposition de l'ensemble ainsi obtenu, soit préforme 11 +
10 couche de transition 3 + brut 2a dans un moule 14 comportant
des parois 15 à la forme de la partie 1 ainsi qu'une cavité
16 entourant le brut 2a avec un jeu suffisant compte tenu des
inégalités du brut 2a.

15 e) Injection d'élastomère entre les parois 17 de la cavité et
le brut 2a afin de combler le vide ainsi laissé.

f) Injection de résine liquide selon le procédé RTM (résin
transfer molding) dans la préforme 11 et polymérisation pour
20 constituer la partie 1.

g) Démoulage et usinage s'il y a lieu du brut 2a pour
constituer la partie 2.

25

On se reportera maintenant à la figure 4. Dans une autre
forme de réalisation de l'invention :

- on réalise l'ensemble partie 1 + couche de transition 3
conformément aux opérations a et b ci-dessus,
- 30 - on usine la surface 5a de la couche de transition 3,
- on préusine la partie 2 et notamment une surface 5b de
forme complémentaire à la surface 5a,
- on soude la partie 2 sur la couche de transition 3 par
brasage des surfaces 5a et 5b, ensembles,
- 35 - on termine la pièce conformément aux opérations d, e, f, et
g ci-dessus.

On se reportera maintenant à la figure 5. La pièce est une
aube de soufflante de turbomachine comprenant une première

partie 1 qui en constitue la pale proprement dite, une seconde partie 2 qui en constitue le bord d'attaque, et une couche de transition 3 entre les parties 1 et 2.

5 La pale 1 est en matériau composite comportant une matrice 7 de résine organique renforcée par des fibres 6a de carbone haute résistance. L'aube comporte un flanc concave 20 ou intrados et un flanc convexe 21 ou extrados. On référencera 20a et 20b la partie de l'intrados 20 respectivement sur la 10 pale 1 et le bord d'attaque 2, ainsi que 20c la ligne de démarcation entre les parties 20a et 20b dudit intrados 20. On référencera également 21a et 21b la partie de l'extrados 21 respectivement sur la pale 1 et le bord d'attaque 2, ainsi que 21c la ligne de démarcation entre les parties 21a et 21b 15 dudit extrados 21. On référencera aussi 22 la surface moyenne fictive à mi-distance de l'intrados 20 et de l'extrados 21. L'intrados 20 et l'extrados 21 se rejoignent sur la surface moyenne fictive 22 pour constituer la ligne 23 la plus à l'avant du bord d'attaque 2, les lignes 20c et 21c étant 20 elles-mêmes les lignes les plus à l'arrière de ce bord d'attaque 2.

Avantageusement, la pale 1 comporte un bulbe 24 pénétrant largement à l'intérieur du bord d'attaque 2. Cette 25 disposition permet d'augmenter la surface 4 de la couche de transition et d'améliorer ainsi la liaison des parties 1 et 2 notamment à l'arrachement sur un effort perpendiculaire à la surface moyenne 22. On notera 25 l'extrémité à l'avant du bulbe 24.

30

Dans sa partie la plus massive, c'est à dire juste à l'avant du bulbe 24, le bord d'attaque 2 a une dimension d dans une direction quelconque au moins égale à 8 mm. En d'autres termes, une sphère de diamètre $d = 8$ mm est inscriptible dans 35 ce bord d'attaque 2. Avantageusement, ce bord d'attaque 2 aura une dimension l dans l'axe de l'aube, c'est à dire entre les lignes 23 et 25, au moins égale à l'épaisseur e de l'aube, pour une meilleure rigidité dudit bord d'attaque 2.

Avantageusement aussi les fibres de renfort 6 seront celles de nappes de tissu 26 disposées parallèlement à la surface moyenne 22. Cette disposition est plus économique à réaliser et permet de faire déboucher un maximum de fibres 6b dans la 5 couche de transition 3 pour une liaison résistante de la couche de transition 3 sur la pale 1.

Il s'agit là d'un avantage de l'invention sur l'art antérieur. En effet, du fait que les bords des nappes 26 de 10 tissu qui affleurent à la surface de l'aube sont très vulnérables aux impacts de corps étrangers, l'usage est de disposer ces nappes 26 parallèlement aux flancs intrados 20 et extrados 21 de façon à amener les bords des nappes à 15 l'intérieur ou à l'arrière de l'aube. Dans la présente invention au contraire le bord d'attaque 3 très rigide face aux sollicitations de l'avant vers l'arrière et enveloppant largement l'avant de la pale 1 protège efficacement les bords des nappes 26.

20 L'utilisation d'un monotissu dans ce deuxième exemple présente les avantages déjà décrits dans le premier exemple.

On se reportera maintenant à la figure 6. L'aube est réalisée comme suit : une préforme de fibre 11 à la forme de la pale 1 25 de l'aube augmentée du bulbe 24 et de la couche de transition 3 est constituée de nappes de tissu 26 parallèles à la surface moyenne 22. Ces nappes de tissu peuvent être découpées séparément à la forme appropriée, empilées et cousues. Avantageusement, elles seront partie intégrante d'un 30 monotissu. La couche de transition 3 est ensuite constituée par projection plasma de matière sur le bulbe 24 jusqu'aux lignes 20c et 21c. Un brut 2a du bord d'attaque 2 est ensuite façonné par apport de matière. Dans un mode de réalisation préféré, cette matière est déposée avec une torche plasma 28 35 projetant un faisceau conique 29 de gouttelettes de matière en fusion du brut 2a sur la couche de transition 3. La torche 28 est déplacée dans le plan de la figure 6 suivant une

trajectoire 30 enveloppant initialement le bulbe 24 et s'éloignant progressivement de ce bulbe 24 selon la direction 31 orientée selon l'avant du bord d'attaque 2 au fur et à mesure de la formation du brut 2a. On référencera 30a l'avant 5 de la trajectoire 30, c'est à dire l'intersection de ladite trajectoire 30 avec la surface moyenne 22 à l'avant de l'aube. Cette trajectoire 30 est combinée avec une trajectoire le long du bord d'attaque 2, c'est à dire perpendiculairement au plan de la figure 6.

10

Dans un mode de réalisation préféré, on commencera à déposer à la torche 28 une bande de matière sur le bulbe 24 le long de la ligne 20c ou 21c, donc suivant une trajectoire perpendiculaire au plan de la figure 6. On déplacera la 15 torche 28 le long de la trajectoire 30 en direction du point 30a pour déposer une autre bande de matière adjacente à la première avec un chevauchement partiel, et ainsi de suite jusqu'à l'autre extrémité 21c ou 20c du brut 2a. On déposera de la même façon des couches de matière successives en 20 décalant progressivement la trajectoire 30 suivant la direction 31, la course de la torche 28 devenant de plus en plus courte de part et d'autre du point 30a, la torche s'immobilisant en final sur ce point 30a pour déposer les dernières bandes de matière le long de la ligne 23.

25

Du fait que la matière à déposer ait une épaisseur fortement variable : mince au voisinage des lignes 20c et 21c, et épaisse vers la ligne 25, on inclinera la torche plasma 28 d'un angle β de façon à orienter le flux de matière 29 vers 30 l'arrière de l'aube, ce qui permet de déposer moins de matière dans la partie 29a du flux 29 à l'arrière de l'aube, et par compensation de déposer plus de matière dans la partie 29b du flux à l'avant de l'aube. On dépose ainsi en une seule passe un ruban de matière épais sur un bord et allant en 35 s'amincissant vers l'autre bord. Le façonnage du brut 2a est effectué sur une machine classique à commande numérique six axes. La mise au point du procédé au cas par cas selon la forme à obtenir relève des expérimentations normales en atelier à la portée de l'homme du métier.

On se reportera à la figure 7. La suite du procédé est semblable à l'exemple précédent, soit : l'ensemble préforme 11 + brut 2a sont disposés dans un moule 14 dont les parois 15 sont à la forme de la pale 1 finie, alors qu'une cavité 16 entoure le brut 2a avec un jeu suffisant, les limites de cette cavité 16 et des parois 15 étant en regard des lignes 20c et 21c. L'espace laissé entre le brut 2a et les parois 17 de la cavité 16 est comblé par injection d'élastomère. La pale 1 est ensuite façonnée par injection et polymérisation de résine suivant le procédé RTM (résin transfer molding). L'aube est ensuite démoulée et on usine le bord d'attaque 2 dans le brut 2a.

15 La torche plasma 28 est un moyen avantageux permettant de réaliser rapidement le profil aérodynamique du bord d'attaque 2 de l'aube notamment lorsque cette aube est de grandes dimensions. Le dépôt de matière à la flamme ou à l'arc électrique ainsi que le soudage d'une pièce usinée séparément 20 peuvent aussi être envisagés, surtout lorsque l'aube est de petites dimensions.

On se reportera maintenant à la figure 8. La partie 2 est dans cet exemple un bossage sur la paroi 1 d'un carter ou 25 d'un couvercle dont les fibres de renfort sont disposées en nappes de tissu parallèlement à la paroi. Le bossage 8 fait saillie sur la paroi 1 et est accroché à cette paroi 1 par la couche de transition 3 d'une surface sensiblement identique à celle de la base du bossage 2. Ce bossage 2 a une forme 30 générale circulaire d'axe 35, une surface usinée 36 plane et parallèle à la paroi 1 et un alésage usiné 37 d'axe 35 traversant le bossage 2 et la paroi 1.

On se reportera maintenant à la figure 9. La préforme 11 de 35 la paroi 1 étant réalisée, on dispose la torche plasma 28 dans l'axe 35 du bossage à réaliser, et on façonne successivement la couche de transition 3 et le brut 2a du

bossage 2 par projection d'un flux conique de gouttelettes de matière en fusion 29 sur la préforme 11. On effectue plusieurs projections en éloignant chaque fois la torche 28 de la paroi préforme 11 selon le vecteur 31 parallèle à l'axe géométrique 35, afin de superposer des couches de matières 38 de plus en plus larges et constituer ainsi un brut du bossage 2a.

Dans le cas de bossages de forme étendue, le mouvement 31 de la torche 28 est combiné à un mouvement orbital parallèlement à la paroi 1.

La pièce est ensuite façonnée comme dans les exemples précédents.

15

D'une façon générale, dans le cas de pièces de grandes dimensions, on réalisera avantageusement la préforme 11 avec de la fibre 6 revêtue d'une très mince couche de résine, la préforme étant ensuite mise une première fois dans le moule 14 et soumise à une polymérisation à sa forme définitive. Ceci permet de rigidifier suffisamment la préforme 11 et de faciliter le façonnage de la couche de transition 3 et du brut 2a tout en conservant les avantages de la préforme sèche précédemment décrits.

REVENDICATIONS

1. Pièce hybride comportant une première partie (1) composée de fibres (6a) noyées dans une matrice (7) de résine organique, et au moins une seconde partie (2) en matériau du groupe métal, alliage métallique ou céramique, ladite partie (2) ayant au moins en un endroit une dimension d suivant une direction quelconque au moins égale à 8 mm, caractérisée en ce qu'elle comporte entre les parties (1) et (2) une couche de transition (3) composée des prolongements (6b) des fibres (6a) noyées dans une matrice (8) en matériau soudable avec celui de la partie (2).

2. Pièce hybride conforme à la revendication 1, caractérisée en ce que les fibres de renfort (6) traversent la surface (4) entre la première partie (1) et la couche de transition (3) avec un angle d'incidence compris entre 15° et 75°, afin de renforcer la liaison entre la couche de transition et la première partie.

20

3. Pièce hybride conforme à la revendication 1 ou 2, caractérisée en ce qu'elle comporte des fibres de renfort (6) formant des coudes (6b) dans la couche de transition (3) afin de renforcer la liaison entre la couche de transition et la première partie.

4. Pièce hybride conforme à l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisée en ce qu'elle constitue une aube de turbomachine dont la première partie (1) est la pale et la seconde partie (2) le bord d'attaque.

5. Pièce hybride conforme à la revendication 4, caractérisée en ce que la préforme (11) est constituée de nappes de tissus disposées parallèlement à la surface moyenne (22) de l'aube dont un bord débouche dans la couche de transition (3).

35

6. Pièce hybride conforme à la revendication 4 ou 5, caractérisée en ce que le bord d'attaque (2) a une épaisseur l en direction de l'avant de l'aube au moins égale à 20 mm.

5

7. Pièce hybride conforme à l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisée en ce que la seconde partie (2) est une zone de fixation.

10 8. Pièce hybride conforme à l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que la seconde partie (2) est un bouclier thermique en céramique.

9. Procédé de réalisation de pièces hybrides à haut rapport
15 résistance sur masse, lesdites pièces comportant une première partie (1) en matériau composite fibre-résine organique et au moins une seconde partie (2) en matériau du groupe métal, alliage métallique et céramique, caractérisée en ce qu'il comporte notamment les opérations suivantes :

20 a) réalisation d'une préforme (11) de fibres (6)

b) réalisation de la couche de transition (3) sur la préforme (11) sèche en regard de la future seconde partie (2) par projection de matériau en fusion soudable avec celui de ladite seconde partie (2) à l'aide d'une torche plasma (28),

25 c) façonnage du brut (2a) de la seconde partie (2) à partir de la couche de transition (3) ainsi obtenue, par dépôt du matériau en fusion de la seconde partie,

d) introduction de l'ensemble préforme (11) + couche de transition (3) + brut (2a) dans un moule (14),

30 e) injection de résine, polymérisation et démoulage,

f) usinage-finition de la seconde partie (2).

10. Procédé conforme à la revendication 9, caractérisé en ce que le moule (14) comporte une cavité (16) entourant le brut

(2a) de la seconde partie (2), et en ce qu'un élastomère est injecté entre ledit brut (2a) et les parois (17) de ladite cavité (16), afin de faire obstacle à la résine.

5 11. Procédé conforme à la revendication 9 ou 10, caractérisé en ce que la préforme (11) est constituée de nappes de tissu (26) dont au moins un bord affleure à la surface (5b) en regard de la seconde partie (2) afin de renforcer la liaison entre la couche de transition (3) et la première partie (1).

10

12. Procédé conforme à l'une quelconque des revendications 9 à 11, caractérisé en ce que la préforme (11) est en monotissu et en ce que les fils de chaîne (6) affleurent à la surface (5b) en regard de la seconde partie (2), afin de constituer
15 des coudes (6b) dans la couche de transition (3).

13. Procédé conforme à l'une quelconque des revendications 9 à 12 caractérisé en ce que la préforme (11) est réalisée à partir de fibres (6) enduites d'une mince couche de résine,
20 et en ce qu'elle subit une première polymérisation à sa forme définitive avant la réalisation de la couche de transition (3) afin de la rigidifier.

1 / 3

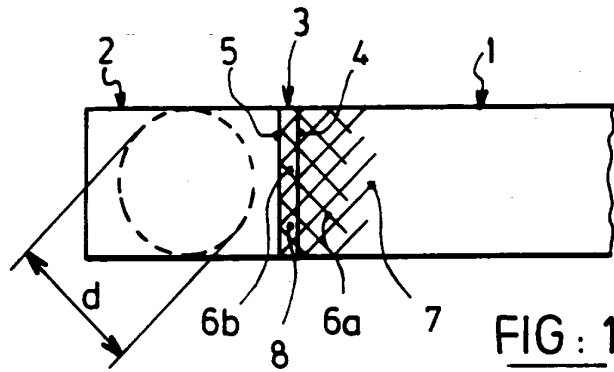


FIG: 1

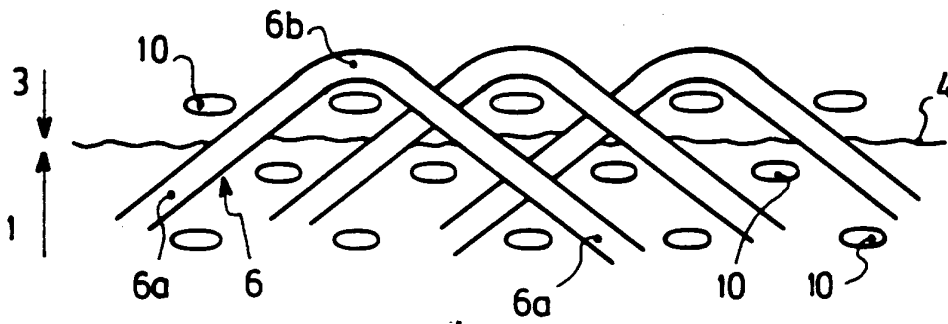


FIG: 2

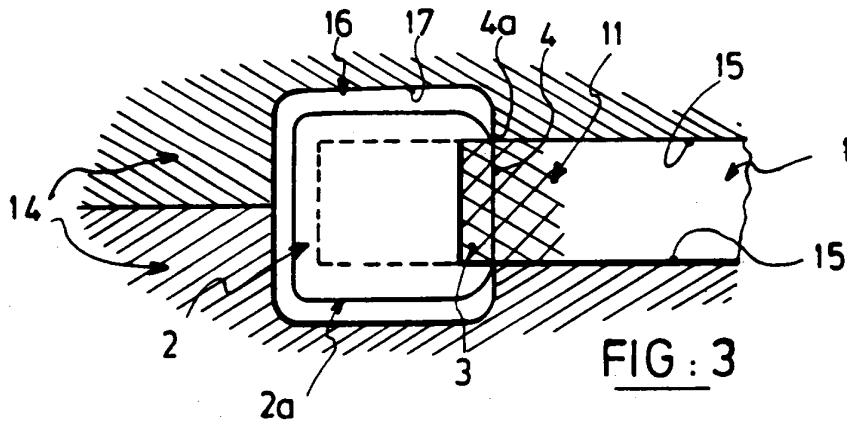


FIG: 3

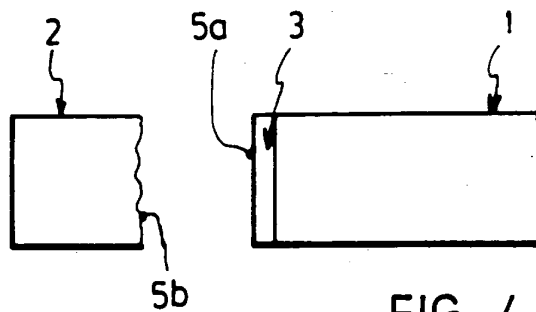


FIG: 4

2/3

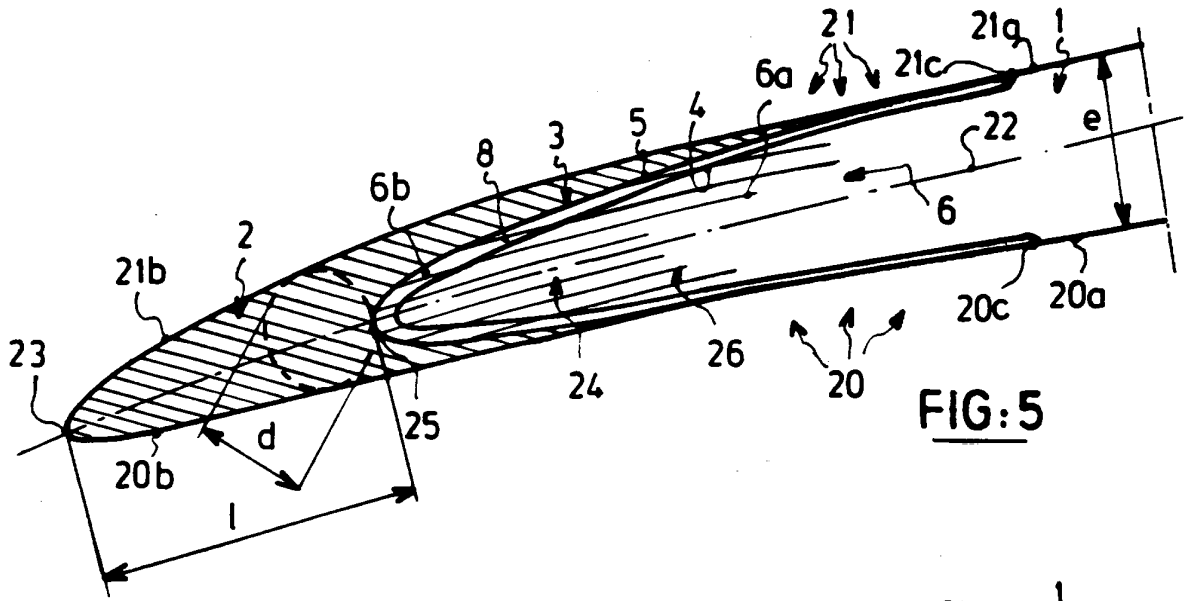


FIG: 5

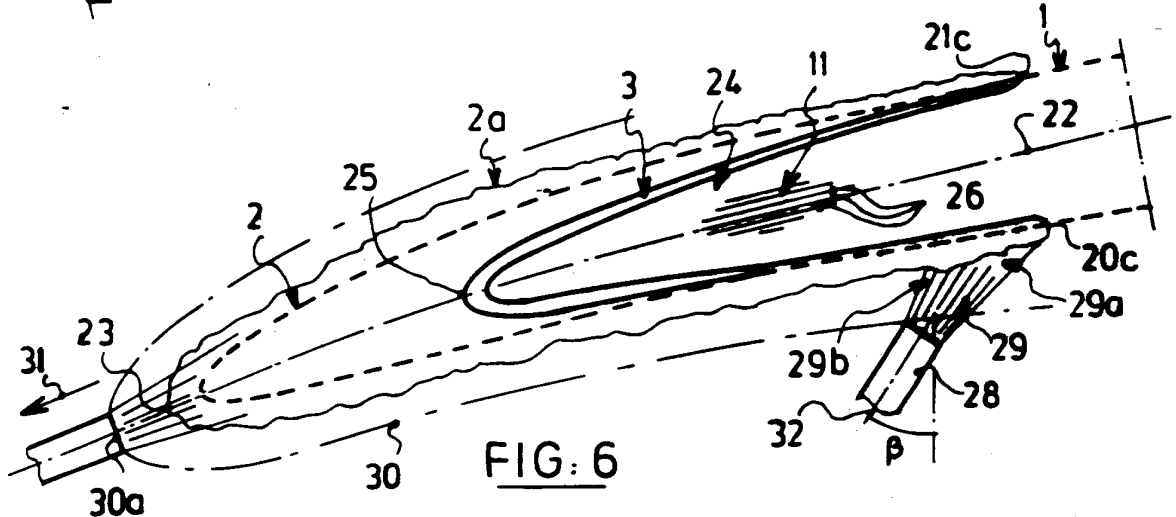


FIG: 6

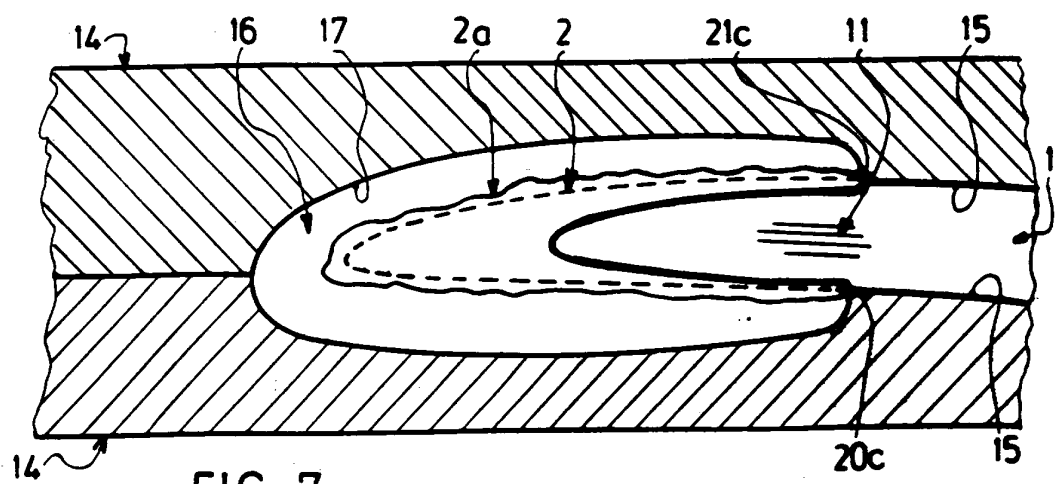


FIG: 7

3 / 3

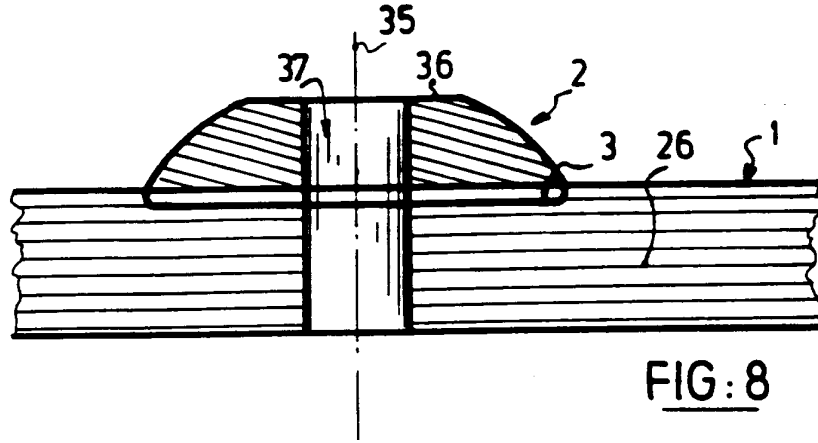


FIG. 8

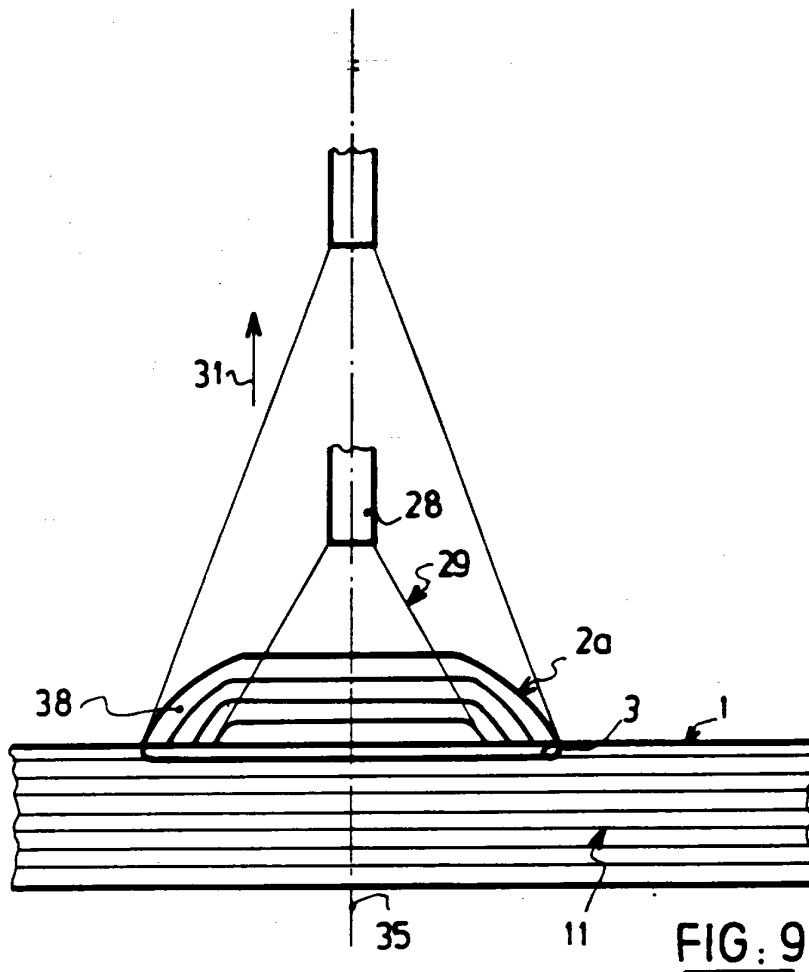


FIG. 9

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
X	US-A-4 006 999 (BRANTLEY JAMES W ET AL) 8 Février 1977 * colonne 5, ligne 20 - ligne 57; figure 2 * * revendications 1-4,9,14 * ---	1,3,4,6
A	US-A-3 762 835 (CARLSON R. G. ET AL.) 2 Octobre 1973 * colonne 7, ligne 13 - colonne 8, ligne 19; figure 4 * ---	1,3,4,6
A	US-A-4 455 207 (SARTOR BRUNO ET AL) 19 Juin 1984 * le document en entier * ---	1,3,9, 11,12
A	EP-A-0 499 052 (BASF AG) 19 Août 1992 * colonne 2, ligne 26 - colonne 3, ligne 19 * ---	1,4,9
A	DE-A-22 19 301 (MESSERSCHMITT BOELKOW BLOHM) 8 Novembre 1973 * page 4, ligne 8 - page 5, ligne 14; figures 1-4 * ---	1
A	GB-A-2 082 964 (AEROSPATIALE) 17 Mars 1982 * le document en entier * ---	9
A	US-A-4 460 531 (HARRIS CHARLES E ET AL) 17 Juillet 1984 * colonne 2, ligne 25 - ligne 42; figure 3 * -----	9
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
7 Novembre 1996		Fregosi, A
<p style="text-align: center;">CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>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</p>		

1

EPO FORM 1503 03.82 (P04C13)

DOMAINES TECHNIQUES
RECHERCHES (Int.CL.6)

B29C
C23C
B29D