

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication : 3 000 470

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national : 12 62947

⑤1 Int Cl⁸ : B 64 F 5/00 (2013.01), B 64 C 1/12

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 28.12.12.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 04.07.14 Bulletin 14/27.

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) : AIRBUS OPERATIONS Société par
actions simplifiée — FR.

⑦2 Inventeur(s) : LIEVEN PATRICK et DELAHAYE
ROMAIN.

⑦3 Titulaire(s) : AIRBUS OPERATIONS Société par
actions simplifiée.

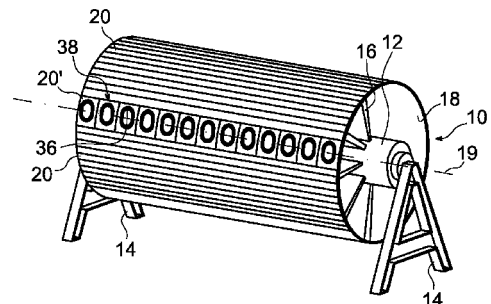
⑦4 Mandataire(s) : BREVALEX.

⑤4 PEAU AUTO-RAIDIE POUR FUSELAGE D'AERONEF COMPRENANT DES LISSES A SECTION FERMEE ET
PROCEDE DE FABRICATION ASSOCIE.

⑤7 L'invention a pour objet la simplification de la fabrication des fuselages en matériau composite pour aéronefs.

Pour cela, il est proposé d'utiliser des lisses (20, 20') d'un nouveau type qui présentent une section transversale fermée, et qui sont ainsi capables de s'auto-positionner les unes par rapport aux autres en étant disposées bord à bord sur un support lisse (18), tel que la surface extérieure d'un mandrin (10).

La mise en place des lisses dans des gorges de forme conjuguée est ainsi rendue inutile.



FR 3 000 470 - A1



PEAU AUTO-RAIDIE POUR FUSELAGE D'AÉRONEF COMPRENANT DES LISSES À SECTION FERMÉE ET PROCÉDÉ DE FABRICATION ASSOCIÉ

DESCRIPTION

5 **DOMAINE TECHNIQUE**

La présente invention concerne un procédé de fabrication d'une peau auto-raïdie de fuselage d'aéronef en matériau composite, prenant la forme d'un panneau, d'une demi-coque, ou encore d'une coque intégrale. Dans ce dernier cas, la peau auto-raïdie sera dénommée « peau auto-raïdie monobloc » dans ce qui suit.

10 L'invention concerne également un procédé de fabrication d'un tronçon de fuselage d'aéronef comprenant une peau auto-raïdie réalisée au moyen du procédé ci-dessus.

L'invention concerne également une telle structure et un tel tronçon de fuselage, ainsi qu'un aéronef les comprenant, tel qu'un avion.

15 Dans la présente description, le terme « tronçon » peut désigner tout type de section d'aéronef, y compris une pointe avant ou une pointe arrière.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

Les fuselages des aéronefs doivent être capables de résister aux charges induites par la pressurisation et aux charges transmises par les moteurs.

20 A cet effet, les fuselages comprennent habituellement des cadres circonférentiels, également dénommés « cadres orbitaux », ainsi qu'une peau aérodynamique, parfois dénommée « peau auto-raïdie », fixée sur ces cadres circonférentiels et munie de raidisseurs longitudinaux, qui sont fixés sur une face intérieure de la peau et qui sont généralement dénommés « lisses ».

25 Les lisses peuvent présenter des sections de types variés, par exemple en T, en I, ou en Oméga. Dans certaines configurations connues, les cadres circonférentiels présentent une semelle directement fixée sur la face intérieure de la peau auto-raïdie, auquel cas les cadres comportent des encoches pour le passage des

lisses. Dans d'autres configurations connues, les lisses sont interposées entre les cadres circonférentiels et la peau auto-raïdie (les cadres passant ainsi au-dessus des lisses), et des cornières, couramment dénommées « *clips* », sont agencées entre les lisses et assurent la liaison des cadres circonférentiels à la peau auto-raïdie.

5 Un fuselage d'aéronef est en général formé de plusieurs tronçons assemblés bout à bout selon une direction longitudinale de l'aéronef. Dans chaque tronçon, la peau auto-raïdie peut être formée de plusieurs panneaux montés bout à bout circonférentiellement, ou être formée de deux demi-coques assemblées l'une à l'autre. La
10 peau auto-raïdie peut également être réalisée d'un seul tenant. Cette dernière configuration, couramment dénommée « *full barrel* », présente notamment l'avantage d'éviter la présence de jonctions s'étendant longitudinalement au sein de cette peau auto-raïdie.

Dans le cas des peaux auto-raïdiées en matériau composite, des fibres de renfort imprégnées de résine durcissable sont drapées sur un ensemble de lisses en
15 matériau composite précuites préalablement positionnées dans leur configuration finale, afin de permettre une co-cuisson de l'ensemble ainsi constitué.

Le positionnement des lisses requiert un outillage sophistiqué et est en général complexe à mettre en œuvre, en particulier lors de la fabrication d'une peau auto-raïdie monobloc.

20 La demande de brevet US 2009/0044914 A1 décrit un procédé de fabrication d'une peau auto-raïdie monobloc en forme de cylindre de révolution pourvue de lisses à section en Oméga. Ce procédé consiste à préparer un mandrin, également en forme de cylindre de révolution, pourvu de gorges longitudinales ayant une forme complémentaire de la forme des lisses. Les lisses en matériau composite précuites sont
25 disposées dans les gorges du mandrin de sorte que les semelles des lisses affleurent la surface extérieure cylindrique du mandrin, et des noyaux sont disposés à l'intérieur des lisses afin de garantir leur forme, puis des bandes de préimprégné sont drapées sur la surface extérieure du mandrin et donc aussi sur les semelles des lisses, et l'ensemble est co-cuit de manière à obtenir la peau auto-raïdie monobloc.

Toutefois, l'utilisation d'un tel mandrin à gorges requiert une grande précision dans la fabrication des lisses et dans l'usinage des gorges du mandrin.

De plus, il s'avère difficile en pratique de maintenir chaque lisse en place dans sa gorge associée jusqu'à ce que la lisse soit recouverte par une bande de préimprégné.

Le procédé se révèle ainsi complexe, long, et coûteux à mettre en œuvre.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, économique et efficace à ces problèmes, permettant d'éviter au moins en partie les inconvénients précités.

L'invention propose à cet effet un procédé de fabrication d'une structure pour fuselage d'aéronef, comprenant les étapes suivantes :

- préparer un support,
- préparer des lisses en matériau composite précurties ayant chacune une section transversale fermée de manière à présenter une première semelle et une seconde semelle écartées l'une de l'autre ainsi que deux âmes reliant respectivement deux à deux des extrémités latérales desdites semelles, puis
- mettre en place les lisses précurties sur ledit support, de sorte que ladite première semelle de chaque lisse repose sur au moins une surface extérieure dudit support, et de manière à constituer au moins un ensemble de lisses dans lequel tout couple de lisses consécutives selon une direction transversale est tel qu'une âme de chacune des lisses dudit couple de lisses est appliquée contre une âme de l'autre lisse dudit couple de lisses, puis
- former une peau en matériau composite, dite peau extérieure, recouvrant lesdites secondes semelles respectives des lisses de chaque ensemble de lisses précédemment constitué, puis

– consolider ladite peau extérieure et lesdites lisses, de manière à obtenir l'adhésion desdites secondes semelles respectives desdites lisses sur ladite peau extérieure, puis

– obtenir ainsi une structure unitaire formée de ladite peau extérieure et desdites lisses, et dans laquelle lesdites premières semelles respectives desdites lisses forment conjointement une paroi, dite intérieure, puis

– disjoindre ladite structure et ledit support.

La structure réalisée au moyen du procédé selon l'invention peut être une portion de peau auto-raïdie formant un panneau de fuselage ou une demi-coque, ou de manière particulièrement avantageuse, une peau auto-raïdie monobloc, c'est-à-dire formant une structure intégrale à section fermée, par exemple de forme cylindrique de révolution, comme cela apparaîtra plus clairement dans ce qui suit.

Par direction transversale, il faut comprendre une direction longitudinale des lisses, définissant une direction longitudinale de la structure réalisée.

L'invention propose donc l'utilisation de lisses d'un nouveau type, dont la conformation permet un empilement des lisses selon une direction transversale. Les lisses, disposées sur la surface extérieure du support, se trouvent ainsi intrinsèquement positionnées les unes par rapport aux autres.

L'invention permet ainsi d'éviter le recours à un support pourvu de gorges pour recevoir les lisses. Le support utilisé dans le procédé selon l'invention peut ainsi être de faible coût. De plus, les tolérances dimensionnelles relatives à la fabrication des lisses peuvent être relâchées.

Le procédé de fabrication selon l'invention est ainsi particulièrement simple à mettre en œuvre et peu coûteux.

Dans un mode de réalisation préféré de l'invention, l'étape consistant à mettre en place les lisses précurties sur ledit support est précédée d'une étape consistant à disposer, sur ladite surface extérieure dudit support, une peau en matériau composite, dite peau intérieure.

Dans ce cas, dans ladite étape consistant à mettre en place les lisses précurties sur ledit support, lesdites lisses sont disposées sur ladite peau intérieure, et

l'étape consistant à consolider ladite peau extérieure et lesdites lisses comprend également la consolidation simultanée de ladite peau intérieure, de manière à obtenir l'adhésion desdites premières semelles respectives desdites lisses sur ladite peau intérieure.

5 Ainsi, la structure obtenue à l'issue de l'étape de consolidation comprend en outre ladite peau intérieure, qui forme ladite paroi intérieure conjointement avec lesdites premières semelles respectives desdites lisses.

10 La mise en place d'une telle peau intérieure permet de conférer une cohésion optimale à la peau auto-raïdie obtenue à l'issue du présent procédé. Cela permet notamment de faciliter la séparation de cette peau auto-raïdie et du support.

 Dans ce cas, le support présente de préférence une unique surface extérieure ayant une étendue longitudinale sensiblement égale à la longueur des lisses.

15 Dans un autre mode de réalisation de l'invention, le support peut intégrer des cadres circonférentiels destinés à être fixés à la peau auto-raïdie pour former un tronçon de fuselage d'aéronef.

 Dans ce cas, chaque cadre circonférentiel définit une surface extérieure correspondante du support, dans la terminologie de l'invention.

20 De plus, dans cet autre mode de réalisation, les lisses sont appliquées directement sur les surfaces extérieures définies respectivement par lesdits cadres circonférentiels.

 D'une manière générale, ladite structure fabriquée au moyen du procédé ci-dessus présente avantageusement une section transversale fermée.

25 Cette structure peut ainsi être une peau auto-raïdie monobloc. Il peut ainsi s'agir d'une peau auto-raïdie de forme sensiblement cylindrique de révolution, pour tronçon intermédiaire de fuselage, ou encore d'une peau auto-raïdie à double courbure, pour pointe avant ou pour pointe arrière de fuselage.

 Dans tous les cas, il faut comprendre par « section transversale » une section selon un plan orthogonal à une direction longitudinale définie par une orientation moyenne des lisses.

Lorsque le procédé est utilisé pour fabriquer une structure ayant une section transversale fermée, ledit support prend avantageusement la forme d'un mandrin présentant une surface extérieure s'étendant sur 360 degrés autour d'un axe longitudinal dudit mandrin.

5 Dans le cas où la structure est destinée à la fabrication d'un tronçon intermédiaire de fuselage, ladite surface extérieure dudit mandrin peut être en forme de cylindre droit, auquel cas chaque lisse est également en forme de cylindre droit.

10 Le terme « cylindre droit » est à comprendre dans son sens mathématique large, comme étant le résultat de la projection d'une courbe fermée selon une direction orthogonale au plan de ladite courbe. La surface extérieure du mandrin ne présente ainsi pas nécessairement la symétrie de révolution.

D'une manière générale, lesdites lisses sont de préférence retenues sur ledit support au moyen d'au moins un dispositif de retenue provisoire, pendant l'étape de formation de la peau extérieure et pendant l'étape de consolidation.

15 L'invention concerne également un procédé de fabrication d'un tronçon de fuselage pour aéronef, comprenant successivement :

- la fabrication d'au moins une structure au moyen d'un procédé du type décrit ci-dessus ;
- 20 – la formation d'une peau de fuselage ayant une section transversale fermée, au moyen de ladite au moins une structure,
- la mise en place de cadres circonférentiels à l'intérieur d'un espace délimité par ladite peau de fuselage, et
- la fixation desdits cadres circonférentiels à ladite peau de fuselage.

25 Par « peau de fuselage », il faut comprendre une peau formée de l'assemblage de plusieurs structures réalisées au moyen d'un procédé du type décrit ci-dessus et prenant chacune la forme d'un panneau ou d'une demi-coque, auquel cas l'étape de « formation d'une peau de fuselage » correspond à l'assemblage de ces structures.

En variante, et de manière préférentielle, la « peau de fuselage » peut être une peau auto-raïdie monobloc, c'est-à-dire une peau formée d'une unique structure réalisée au moyen d'un procédé du type décrit ci-dessus, et présentant une section transversale fermée. Dans ce cas, l'étape de « formation d'une peau de fuselage » est intrinsèquement réalisée par ledit procédé du type décrit ci-dessus.

Dans tous les cas, la peau de fuselage présente ainsi une section transversale fermée.

Par ailleurs, la fixation des cadres circonférentiels sur ladite peau de fuselage peut être mise en œuvre après la formation de la peau de fuselage.

En variante, la fixation des cadres circonférentiels sur ladite peau de fuselage peut être mise en œuvre conjointement à la formation de la peau de fuselage, dans le cas où la peau de fuselage est formée d'une unique structure monobloc et où le support intègre les cadres circonférentiels comme expliqué ci-dessus.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré de l'invention, lesdits cadres circonférentiels sont fixés sur ladite paroi intérieure de ladite au moins une structure.

De plus, ledit procédé comprend avantageusement la réalisation d'au moins une découpe de ladite paroi intérieure, localisée entre deux âmes de l'une desdites lisses et entre deux cadres circonférentiels consécutifs.

Comme expliqué ci-dessus, ladite paroi intérieure est formée conjointement par les premières semelles respectives desdites lisses, et le cas échéant, par ladite peau intérieure.

Chaque découpe ainsi réalisée permet un accès à l'intérieur de la lisse correspondante, ce qui permet notamment de faciliter l'inspection de l'état de la lisse lors d'opérations ultérieures de maintenance.

L'invention permet de manière particulièrement avantageuse la fabrication d'un tronçon de fuselage du type intégral, également dénommé « *full barrel* ».

Dans ce cas, ladite peau de fuselage est formée d'une unique structure monobloc, c'est-à-dire à section transversale fermée.

L'invention concerne également une structure pour fuselage d'aéronef, comprenant une peau en matériau composite, dite peau extérieure, et des lisses en matériau composite adhérant à une face de ladite peau.

5 Selon l'invention, chacune desdites lisses comprend au moins une première semelle disposée d'un côté opposé à ladite peau extérieure, une seconde semelle adhérant à ladite peau extérieure, ainsi que deux âmes reliant respectivement deux-à-deux des extrémités latérales desdites semelles.

10 De plus, lesdites lisses se répartissent en au moins un ensemble de lisses dans lequel tout couple de lisses consécutives est tel qu'une âme de chacune des lisses dudit couple de lisses est appliquée contre une âme de l'autre lisse dudit couple de lisses.

Cette structure présente l'avantage de pouvoir être réalisée aisément et à un coût réduit au moyen d'un procédé du type décrit ci-dessus.

15 Cette structure peut ainsi être un panneau de fuselage, une peau auto-raïdie en forme de demi-coque, ou encore une peau auto-raïdie monobloc pour tronçon de fuselage intégral.

Par définition, lesdites premières semelles respectives desdites lisses forment conjointement une paroi intérieure de ladite structure.

De plus, les âmes des lisses s'étendent de préférence selon des directions respectives normales auxdites semelles des lisses.

20 Par ailleurs, ladite structure comprend en outre avantageusement une peau en matériau composite, dite intérieure, à laquelle adhèrent lesdites premières semelles respectives desdites lisses.

Dans ce cas, ladite peau intérieure fait partie de la paroi intérieure précitée.

25 De préférence, ladite paroi intérieure comporte au moins une découpe localisée entre deux âmes de l'une desdites lisses.

De préférence, au moins l'une desdites lisses est pourvue d'au moins un orifice de réception de hublot débouchant au travers des première et seconde semelles de la lisse.

30

L'invention concerne encore un tronçon de fuselage pour aéronef, comprenant une structure du type décrit ci-dessus, ainsi que des cadres circonférentiels agencés à l'intérieur de ladite structure et fixés à celle-ci.

5 Les cadres circonférentiels sont de préférence fixés à la paroi intérieure de la structure.

L'invention concerne enfin un aéronef, comprenant au moins un tronçon de fuselage du type décrit ci-dessus.

10 Dans un mode de réalisation préféré de l'invention, ladite paroi intérieure de ladite structure comporte au moins une découpe localisée entre deux âmes de l'une desdites lisses.

Une telle découpe permet, comme expliqué ci-dessus, un accès à l'intérieur de la lisse correspondante.

15 La découpe est de préférence localisée entre deux cadres circonférentiels consécutifs dudit tronçon de fuselage.

Ainsi, la paroi intérieure peut offrir une surface d'appui circonférentielle sur laquelle les cadres circonférentiels peuvent être appliqués et fixés.

De préférence, chaque lisse de ladite structure comporte une pluralité de telles découpes.

20 En variante, l'une au moins des lisses peut comporter une unique découpe s'étendant d'une extrémité longitudinale de la lisse jusqu'à l'extrémité longitudinale opposée de cette lisse, sans sortir du cadre de la présente invention.

25 Dans ce cas, les cadres circonférentiels sont de préférence fixés sur des secondes semelles respectives de lisses de ladite structure, par exemple au moyen de cornières d'un type connu.

Par ailleurs, l'aéronef comporte avantageusement au moins un équipement de servitude logé au moins en partie dans un espace intérieur de l'une au moins desdites lisses.

Du fait de leur conformation à section transversale fermée, les lisses permettent en effet de loger des équipements tels que des faisceaux de câbles électriques, des canalisations d'huile ou d'air, etc.

5 BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

L'invention sera mieux comprise, et d'autres détails, avantages et caractéristiques de celle-ci apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en perspective d'un mandrin destiné à un procédé de fabrication d'une peau auto-raïdie monobloc pour fuselage d'aéronef ;
- la figure 2 est une vue schématique en perspective d'une lisse destinée audit procédé ;
- la figure 3 est une vue schématique en perspective du mandrin de la figure 1, au terme d'une étape dudit procédé consistant à disposer une peau intérieure sur le mandrin ;
- la figure 4 est une vue semblable à la figure 1, illustrant une étape ultérieure dudit procédé consistant à mettre en place des lisses telles que la lisse de la figure 2 sur le mandrin ;
- la figure 4a est une vue schématique partielle en coupe selon la plan IVa de la figure 4, illustrant une extrémité longitudinale d'une lisse ainsi qu'une couronne assurant la retenue de celle-ci sur le mandrin ;
- la figure 5 est une vue semblable à la figure 1, illustrant la mise en place de lisses du type de la figure 2 sur le mandrin après la mise en place d'une bande de hublots entre deux lisses ;
- la figure 5a est une vue à plus grande échelle illustrant une lisse intégrant un orifice de réception de hublot ;
- la figure 6 est une vue semblable à la figure 1, au terme d'une étape ultérieure dudit procédé, consistant à former une peau extérieure recouvrant les lisses ;

- la figure 7 est une vue schématique partielle en coupe transversale éclatée d'un tronçon de fuselage d'aéronef comprenant une peau auto-raïdie obtenue au moyen dudit procédé ;
- la figure 8 est une vue schématique partielle en coupe transversale du tronçon de fuselage de la figure 7 ;
- la figure 9 est une vue schématique partielle en perspective éclatée du tronçon de fuselage de la figure 7 ;
- la figure 10 est une vue schématique partielle en perspective d'un côté intérieur du tronçon de fuselage de la figure 7 ;
- la figure 11 est une vue semblable à la figure 8, illustrant des équipements de servitudes logés dans des lisses de ladite peau auto-raïdie.

Dans l'ensemble de ces figures, des références identiques peuvent désigner des éléments identiques ou analogues.

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PRÉFÉRÉS

Les figures 1 à 6 illustrent un procédé de fabrication d'une structure pour fuselage d'aéronef selon un mode de réalisation préféré de l'invention, dans un cas particulier où ladite structure est une peau auto-raïdie en matériau composite, de type monobloc, c'est-à-dire formant une structure à section fermée, également dénommée « *full barrel* ». Dans l'exemple illustré, cette peau auto-raïdie est ainsi en forme de cylindre de révolution.

Par matériau composite, il faut comprendre un matériau formé de fibres de renfort, telles que des fibres de carbone ou de verre, noyées dans une résine durcie, telle que de l'époxy.

Le procédé comprend tout d'abord la préparation d'un support, qui dans l'exemple illustré, prend la forme d'un mandrin 10 tel qu'illustré sur la figure 1.

Ce mandrin 10 comporte globalement un arbre central 12 porté par deux tréteaux 14, et duquel partent des rayons 16 supportant une paroi extérieure en forme de cylindre de révolution définissant une surface extérieure 18 du mandrin. L'arbre central 12 est déplaçable en rotation selon un axe longitudinal 19 du mandrin 10.

Le mandrin 10 peut être fabriqué par des techniques conventionnelles connues de l'homme du métier, qui ne seront pas détaillées dans la présente description.

Le procédé comprend également la préparation d'une pluralité de lisses 20 en matériau composite, comprenant chacune une première semelle 22 et une seconde semelle 24 écartées l'une de l'autre, ainsi que deux âmes 26a, 26b, comme le montre la figure 2. L'âme 26a relie mutuellement deux premières extrémités latérales respectives 22a, 24a des première et seconde semelles 22 et 24, tandis que l'âme 26b relie mutuellement deux secondes extrémités latérales respectives 22b, 24b des première et seconde semelles 22 et 24.

Chacune des semelles 22 et 24 est en forme de portion de cylindre, c'est-à-dire en forme de plaque rectangulaire incurvée, tandis que chacune des âmes 26a et 26b est en forme de plaque rectangulaire plane et s'étend selon une direction radiale, c'est-à-dire normale aux semelles 22 et 24.

Chaque lisse 20 présente ainsi une section transversale fermée.

Les lisses 20 sont avantageusement réalisées au moyen d'une technique de pultrusion, et sont précurties afin de conférer aux lisses une rigidité suffisante pour permettre la manipulation de celles-ci tout en autorisant une co-cuisson ultérieure des lisses, comme cela apparaîtra plus clairement dans ce qui suit.

En variante, les lisses peuvent être réalisées par une technique de tressage, également dénommée « *braiding* » en langue anglaise, ou par tout autre moyen de production permettant d'obtenir des profilés de section fermée.

De préférence, chaque lisse 20 est renforcée provisoirement au moyen d'un noyau préformé, ou d'un ensemble de particules telles que des billes, disposé à l'intérieur de la lisse 20.

Par ailleurs, le procédé comprend le drapage de bandes de pré-imprégné sur la surface extérieure 18 du mandrin 10 pour former une peau intérieure 28, visible sur la figure 3.

Le procédé comprend ensuite la mise en place des lisses 20 précurties sur la peau intérieure 28 recouvrant la surface extérieure 18 du mandrin 10, comme l'illustre la figure 4.

Plus précisément, les lisses 20 sont empilées circonférentiellement les unes sur les autres, de sorte que la première semelle 22 de chaque lisse repose sur la peau intérieure 28, et donc sur la surface extérieure 18 du mandrin 10. Par « empilement circonférentiel », il faut comprendre que deux lisses consécutives sont en contact mutuel
5 par l'intermédiaire de leurs âmes 26a, 26b en vis-à-vis.

Au fur et à mesure de la mise en place des lisses 20, ces dernières sont préférentiellement retenues radialement sur le mandrin 10 au moyen de dispositifs de retenue provisoire.

Ces dispositifs de retenue provisoire prennent par exemple la forme de
10 deux couronnes 30 (figure 4) qui se montent respectivement sur des bords 31a, 31b d'extrémités longitudinales du mandrin, et qui présentent chacune une gorge annulaire 32 ouverte en direction du mandrin (figure 4a). Chaque lisse 20 est équipée de deux coiffes 33 (dont l'une est visible sur la figure 4a) montées respectivement sur les extrémités longitudinales de la lisse et pourvues chacune d'un doigt 34 s'étendant en
15 saillie vers l'extérieur de la lisse 20 et parallèlement à la direction longitudinale de cette lisse (figure 4a). Les couronnes 30 permettent ainsi de retenir les lisses 20 selon la direction radiale. Il est à noter que le maintien des lisses selon la direction circonférentielle est assuré par le contact des lisses les unes contre les autres par l'intermédiaire de leurs âmes 26a, 26b respectives.

20 La fixation des couronnes 30 au mandrin 10 est par exemple réalisée au moyen de vis montées dans la paroi cylindrique du mandrin depuis l'intérieur de ce dernier. En variante, les couronnes 30 peuvent être fixées sur l'arbre 12 du mandrin ou être montées coulissantes sur cet arbre 12.

De manière préférentielle, chacune des couronnes 30 est formée d'une
25 pluralité de secteurs. Le retrait de l'un au moins 30a des secteurs de l'une au moins des couronnes (figure 4) permet de faciliter la mise en place de lisses 20 sur le mandrin 10. Il est en effet possible alors de faire passer les lisses par la portion découverte 31b' du bord correspondant 31b du mandrin 10, puis de les faire glisser circonférentiellement dans les gorges formées par les secteurs de couronne déjà en place.

En variante, les dispositifs de retenue provisoire peuvent prendre la forme de deux rangées annulaires de crochets articulés, agencées respectivement sur les bords 31a, 31b d'extrémités longitudinales du mandrin, chacun de ces crochets étant déplaçable entre une position de déverrouillage permettant la mise en place d'une lisse 20 et une position de verrouillage permettant le blocage radial de cette lisse.

D'autres types de dispositifs de retenue provisoire sont utilisables sans sortir du cadre de l'invention.

Des lisses 20' d'un type particulier (figures 5 et 5a) sont mises en place pour former une structure de réception de hublots. Les lisses 20' présentent une structure semblable à celle des autres lisses 20 décrites ci-dessus, mais sont de longueur inférieure et d'étendue circonférentielle supérieure. De plus, ces lisses 20' intègrent chacune un orifice 36 de hublot destiné au montage ultérieur d'un hublot (figure 5a). L'orifice 36 de hublot de chaque lisse 20' débouche dans les première et seconde semelles 22, 24 de celle-ci. Les lisses 20' sont positionnées bout à bout selon la direction longitudinale pour former une structure longitudinale 38 de réception de hublots ayant une longueur sensiblement égale à la longueur des autres lisses 20.

En variante, les lisses 20' peuvent chacune comporter plusieurs orifices de hublot 36. Dans ce cas, ces lisses 20' intègrent avantageusement des nervures de rigidification transversales, c'est-à-dire circonférentielles, agencées entre les orifices de hublot 36. En particulier, la structure 38 de réception de hublots peut être formée d'une unique lisse 20' comportant l'intégralité des orifices de hublot 36 de cette structure 38.

La mise en place des lisses 20, 20' se poursuit de sorte que ces lisses recouvrent toute la circonférence de la peau intérieure 28, et donc aussi de la surface extérieure 18 du mandrin 10.

Les lisses 20 et 20' forment alors un ensemble de lisses contiguës dans lequel tout couple de lisses 20 et/ou 20' circonférentiellement consécutives est tel qu'une âme 26a, 26b de chaque lisse est appliquée contre une âme 26b, 26a de l'autre lisse. Il est à noter que la direction circonférentielle est un cas particulier de direction transversale, c'est-à-dire orthogonale à la direction longitudinale des lisses 20.

Les structures 38 de réception de hublots sont par exemple au nombre de deux, et disposées symétriquement de part et d'autre d'un plan médian vertical du mandrin 10.

5 Il est à noter que les couronnes 30 ne sont pas représentées sur la figure 5 pour des raisons de clarté.

Le procédé se poursuit avec le drapage de bandes de pré-imprégné par-dessus les secondes semelles 24 respectives des lisses 20 et 20', de manière à former une peau extérieure 42, visible sur la figure 6. Cette peau extérieure 42 est conçue pour remplir une fonction structurale, c'est-à-dire pour être capable de reprendre des charges
10 mécaniques en vol.

La procédé se poursuit ensuite par la consolidation de l'ensemble composé de la peau intérieure 28, des lisses 20 et 20', et de la peau extérieure 42, au moyen d'une technique connue, par exemple par co-cuisson dans un autoclave. Cette consolidation provoque l'adhésion des secondes semelles respectives 24 des lisses 20 et
15 20' sur la peau extérieure 42, ainsi que l'adhésion des premières semelles respectives 22 des lisses 20 et 20' sur la peau intérieure 28.

La peau auto-raïdie monobloc en matériau composite obtenue au terme de l'étape précédente de consolidation est ensuite séparée du mandrin 10, après avoir désengagé les couronnes 30 assurant la retenue des lisses 20 et 20' sur le mandrin.

20 Le cas échéant, les noyaux ou ensembles de particules sont retirés de l'intérieur des lisses 20, 20'.

Les peaux intérieure 28 et extérieure 42 sont ensuite usinées pour former une ouverture en regard de chaque encadrement de hublot 36.

Il est à noter que la peau intérieure 28 et les premières semelles 22 respectives des lisses 20 forment conjointement une paroi intérieure de la peau auto-raïdie monobloc, dans la terminologie de l'invention.
25

L'ensemble du procédé décrit ci-dessus est avantageusement mis en œuvre au moyen de dispositifs robotisés, dont la conception peut être opérée par des techniques conventionnelles et n'est pas l'objet de la présente invention.

30

La fabrication de la peau auto-raïdie monobloc décrite ci-dessus peut être une première étape d'un procédé de fabrication d'un tronçon de fuselage pour aéronef.

5 Ce dernier procédé comporte ensuite la mise en place de cadres circonférentiels à l'intérieur de la structure formée par la peau auto-raïdie, puis la fixation des cadres circonférentiels, de préférence sur la paroi intérieure de cette peau auto-raïdie. Ces cadres circonférentiels sont par exemple à section en I.

10 Ce procédé comporte en outre la réalisation de découpes de la paroi intérieure, chaque découpe étant localisée entre deux âmes d'une lisse 20 et entre deux cadres circonférentiels consécutifs. La paroi intérieure étant ici formée de la peau intérieure 28 et des premières semelles 22 des lisses 20, chaque découpe concerne à la fois la peau intérieure 28 et la première semelle 22 d'une lisse 20.

15 Ces découpes permettent un allègement global de la structure, et offrent en outre un moyen d'accès à l'intérieur des lisses concernées pour des opérations de maintenance et pour l'installation de servitudes au sein des lisses.

Les figures 7 à 11 illustrent le tronçon de fuselage 44 ainsi obtenu.

Comme le montre plus particulièrement la vue éclatée de la figure 7, ce tronçon de fuselage comporte la peau auto-raïdie 46 et les cadres circonférentiels 48.

20 La figure 8 illustre notamment le caractère unitaire de la paroi intérieure 50 obtenue par l'adhésion des premières semelles 22 des lisses 20 sur la peau intérieure 28.

25 Les figures 9 et 10 illustrant une partie du tronçon de fuselage 44 permettent en outre de distinguer les découpes de la paroi intérieure 50. Chacune de ces découpes est formée d'une découpe 52a de la peau intérieure 28 et d'une découpe 52b de la première semelle 22 d'une lisse 20 correspondante.

La figure 9 permet en outre d'apercevoir les ouvertures 53a formées dans la peau extérieure 42 en regard de chaque orifice de hublot 36, ainsi qu'une découpe longitudinale 53b de la peau intérieure 28 s'étendant par exemple sur toute la

longueur de cette peau intérieure 28, en regard de la structure 38 de réception de hublots.

Le procédé peut en outre comporter le montage d'un hublot au sein de chaque orifice de hublot 36.

5 Le tronçon de fuselage 44 présente notamment l'avantage de permettre l'intégration d'équipements de servitude 54 dans l'espace interne 56 d'une ou de plusieurs lisses 20, comme l'illustre la figure 11. De tels équipements peuvent ainsi être répartis de manière optimale autour d'un axe longitudinal du tronçon de fuselage 44.

10 La description détaillée qui précède illustre la fabrication d'un tronçon intermédiaire de fuselage de forme cylindrique et de section circulaire, mais le procédé selon l'invention peut également être utilisé pour la fabrication d'un tronçon de fuselage de forme cylindrique et de section non circulaire, ou encore pour la fabrication d'un tronçon de fuselage à double courbure, tel qu'une pointe avant ou arrière. Dans ce cas, la
15 géométrie complexe à double courbure de la structure peut être obtenue par l'utilisation de lisses de différentes longueurs et/ou par l'utilisation de lisses de forme effilée, c'est-à-dire ayant une section transversale se réduisant en direction de l'une des extrémités longitudinales de la lisse.

Dans tous les cas, la forme de la surface extérieure du mandrin est
20 adaptée à la forme de la structure à réaliser.

De plus, les cadres circonférentiels 48 peuvent être préalablement intégrés au support 10, de sorte que leur fixation sur la peau auto-raïdie 46 est réalisée conjointement à la fabrication de cette dernière. L'étape ultérieure de disjonction de la
25 peau auto-raïdie 46 et du support 10 comprend alors le désolidarisation des cadres circonférentiels 48 et dudit support 10.

Par ailleurs, le mandrin peut être orienté selon une direction non parallèle à un plan horizontal, par exemple selon la direction verticale.

De plus, le procédé selon l'invention peut être également utilisé pour la fabrication d'un panneau, auquel cas le support peut être une simple plaque, incurvée ou
30 non.

D'une manière générale, il est donc proposé l'utilisation de lisses à section fermée, capables d'être empilées selon la direction transversale des lisses. Le positionnement relatif des lisses se trouve ainsi grandement simplifié, de sorte que le

5 recours à un outillage sophistiqué et coûteux peut être évité.

REVENDICATIONS

1. Procédé de fabrication d'une structure (46) pour fuselage d'aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

- 5 – préparer un support (10),
- préparer des lisses (20, 20') en matériau composite précurties ayant chacune une section transversale fermée de manière à présenter une première semelle (22) et une seconde semelle (24) écartées l'une de l'autre ainsi que deux âmes (26a, 26b) reliant respectivement deux à deux des extrémités latérales (22a, 24a, 22b, 24b) desdites
- 10 semelles, puis
- mettre en place les lisses (20, 20') précurties sur ledit support (10), de sorte que ladite première semelle (22) de chaque lisse repose sur au moins une surface extérieure (18) dudit support, et de manière à constituer au moins un ensemble de lisses dans lequel tout couple de lisses consécutives selon une direction transversale est tel qu'une âme
- 15 (26a, 26b) de chacune des lisses dudit couple de lisses est appliquée contre une âme (26b, 26a) de l'autre lisse dudit couple de lisses, puis
- former une peau en matériau composite, dite peau extérieure (42), recouvrant lesdites secondes semelles (24) respectives des lisses (20, 20') de chaque ensemble de lisses précédemment constitué, puis
- 20 – consolider ladite peau extérieure (42) et lesdites lisses (20, 20'), de manière à obtenir l'adhésion desdites secondes semelles (24) respectives desdites lisses (20, 20') sur ladite peau extérieure (42), puis
- obtenir ainsi une structure (46) unitaire formée de ladite peau extérieure (42) et desdites lisses (20, 20'), et dans laquelle lesdites premières semelles (22) respectives
- 25 desdites lisses forment conjointement une paroi, dite paroi intérieure (50), puis
- disjoindre ladite structure (46) et ledit support (10).

2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel :

- l'étape consistant à mettre en place les lisses (20, 20') précuites sur ledit support (10) est précédée d'une étape consistant à disposer, sur ladite surface extérieure (18) dudit support, une peau en matériau composite, dite peau intérieure (28),
 - au cours de ladite étape consistant à mettre en place les lisses (20, 20') précuites sur ledit support (10), lesdites lisses sont disposées sur ladite peau intérieure (28),
 - l'étape consistant à consolider ladite peau extérieure (42) et lesdites lisses (20, 20') comprend également la consolidation simultanée de ladite peau intérieure (28), de manière à obtenir l'adhésion desdites premières semelles (22) respectives desdites lisses (20, 20') sur ladite peau intérieure (28), et
- la structure (46) obtenue à l'issue de l'étape de consolidation comprend en outre ladite peau intérieure (28), qui forme ladite paroi intérieure (50) conjointement avec lesdites premières semelles (22) respectives desdites lisses.

3. Procédé selon la revendication 1 ou 2, dans lequel ladite structure (46) présente une section transversale fermée.

4. Procédé selon la revendication 3, dans lequel ledit support est un mandrin (10) conformé de sorte que ladite surface extérieure (18) s'étende sur 360 degrés autour d'un axe longitudinal (19) dudit support.

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel lesdites lisses (20, 20') sont retenues sur ledit support (10) au moyen d'au moins un dispositif de retenue provisoire (30, 30a), pendant ladite étape de formation de la peau extérieure (42) et pendant ladite étape de consolidation.

6. Procédé de fabrication d'un tronçon de fuselage (44) pour aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend :

- la fabrication d'au moins une structure (46) au moyen d'un procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5 ;
- la formation d'une peau de fuselage (46) ayant une section transversale fermée, au moyen de ladite au moins une structure (46) ;

- la mise en place de cadres circonférentiels (48) à l'intérieur d'un espace délimité par ladite peau de fuselage (46), et
- la fixation desdits cadres circonférentiels (48) à ladite peau de fuselage (46).

5 7. Procédé selon la revendication 6, dans lequel lesdits cadres circonférentiels (48) sont fixés sur ladite paroi intérieure (50) de ladite au moins une structure (46), ledit procédé comprenant en outre la réalisation d'au moins une découpe (52a, 52b) de ladite paroi intérieure (50), localisée entre deux âmes (26a, 26b) de l'une desdites lisses (20) et entre deux cadres circonférentiels (48) consécutifs.

10 8. Procédé selon la revendication 6 ou 7, dans lequel ladite peau de fuselage est formée d'une unique structure (46) réalisée au moyen d'un procédé selon la revendication 3 ou 4.

15 9. Structure (46) pour fuselage d'aéronef, comprenant une peau en matériau composite, dite peau extérieure (42), et des lisses (20, 20') en matériau composite adhérant à une face de ladite peau extérieure, caractérisée en ce que chacune desdites lisses comprend au moins :

- une première semelle (22) disposée d'un côté opposé à ladite peau extérieure (42),
- 20 – une seconde semelle (24) adhérant à ladite peau extérieure (42), ainsi que
- deux âmes (26a, 26b) reliant respectivement deux-à-deux des extrémités latérales (22a, 24a, 22b, 24b) desdites semelles (22, 24),

et en ce que lesdites lisses (20, 20') se répartissent en au moins un ensemble de lisses dans lequel tout couple de lisses consécutives est tel qu'une âme (26a, 26b) de chacune des lisses dudit couple de lisses est appliquée contre une âme (26b, 26a) de l'autre lisse dudit couple de lisses,

25 lesdites premières semelles (22) respectives desdites lisses formant conjointement une paroi, dite paroi intérieure (50).

10. Structure selon la revendication 9, dans laquelle ladite paroi intérieure (50) comporte au moins une découpe (52a, 52b) localisée entre deux âmes (26a, 26b) de l'une desdites lisses.

5 11. Structure selon la revendication 9 ou 10, dans laquelle au moins l'une (20') desdites lisses (20, 20') est pourvue d'au moins un orifice de hublot (36) débouchant au travers des première et seconde semelles (22, 24) de la lisse (20').

10 12. Tronçon de fuselage (44) pour aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend une peau de fuselage formée d'au moins une structure (46) selon l'une quelconque des revendications 9 à 11, ainsi que des cadres circonférentiels (48) agencés à l'intérieur d'un espace délimité par ladite peau de fuselage et fixés à celle-ci.

15 13. Aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend au moins un tronçon de fuselage (44) selon la revendication 12.

20 14. Aéronef selon la revendication 13, dans lequel ladite au moins une structure (46) est conforme à la revendication 10, ladite au moins une découpe (52a, 52b) étant localisée entre deux cadres circonférentiels (48) consécutifs dudit tronçon de fuselage (44), et l'aéronef comportant en outre au moins un équipement de servitude (54) logé au moins en partie dans un espace intérieur (56) de l'une au moins desdites lisses (20).

1 / 7

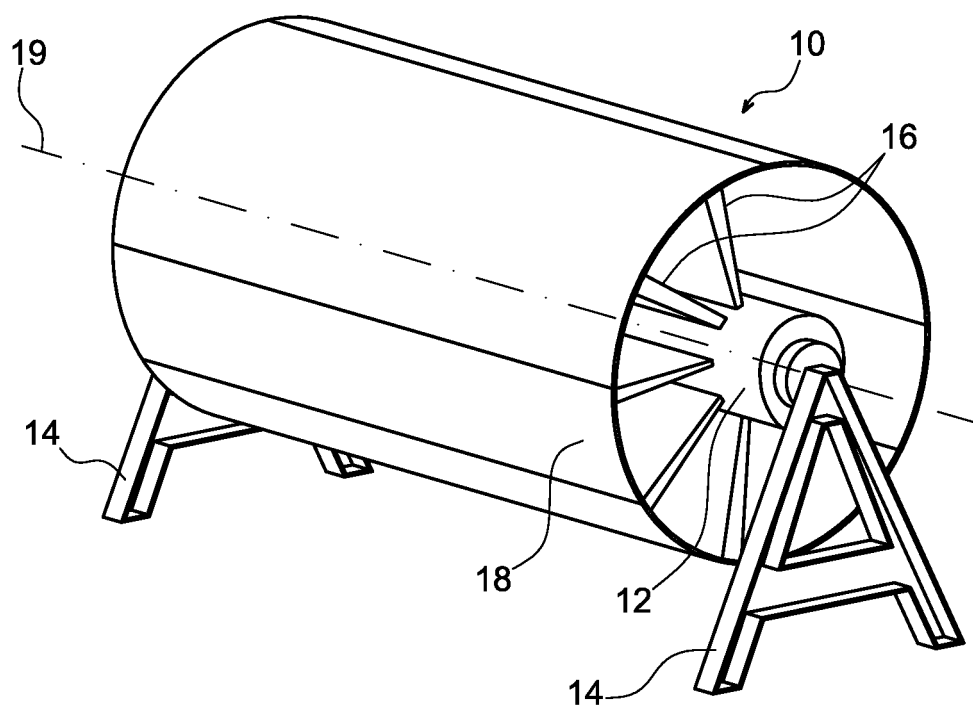
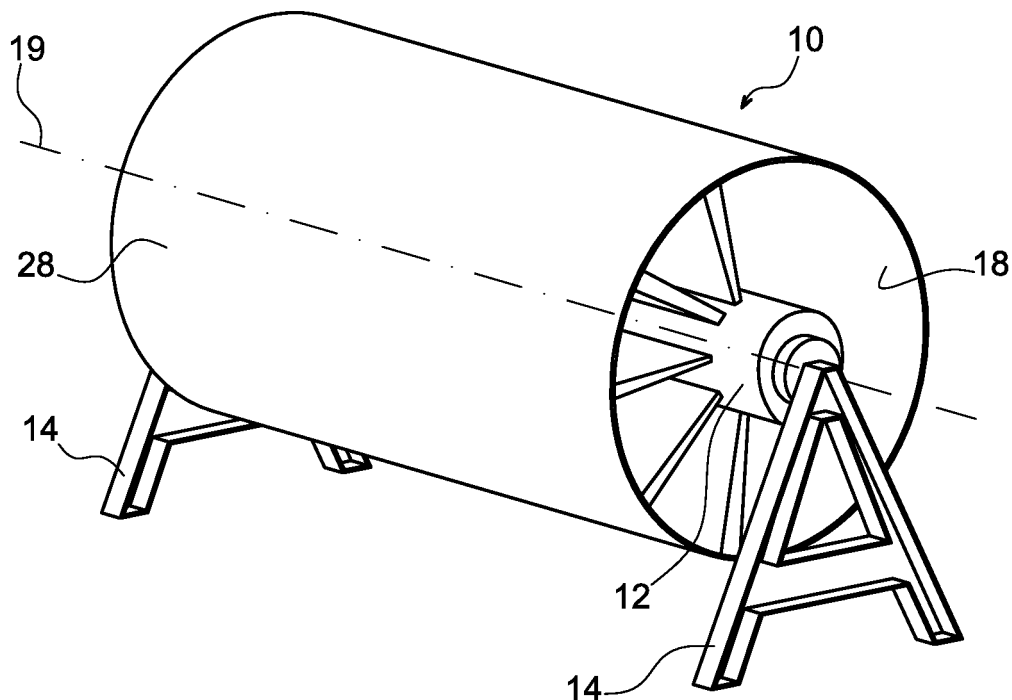
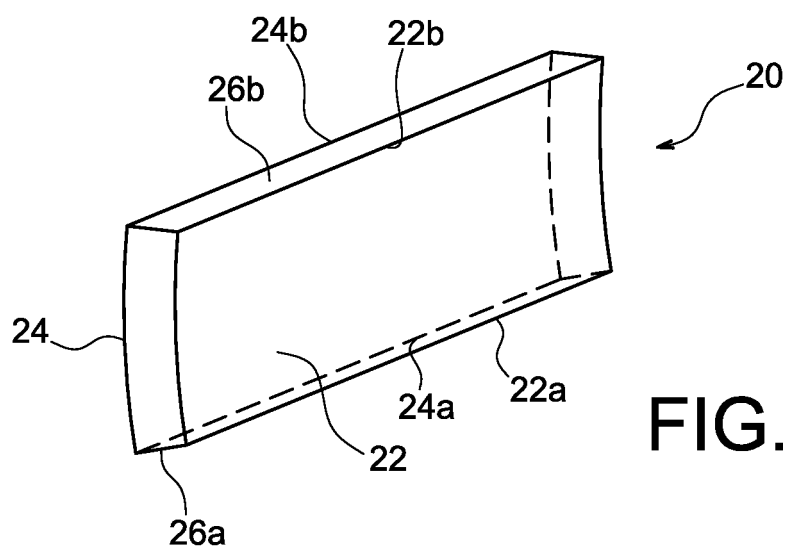


FIG. 1

2 / 7



3 / 7

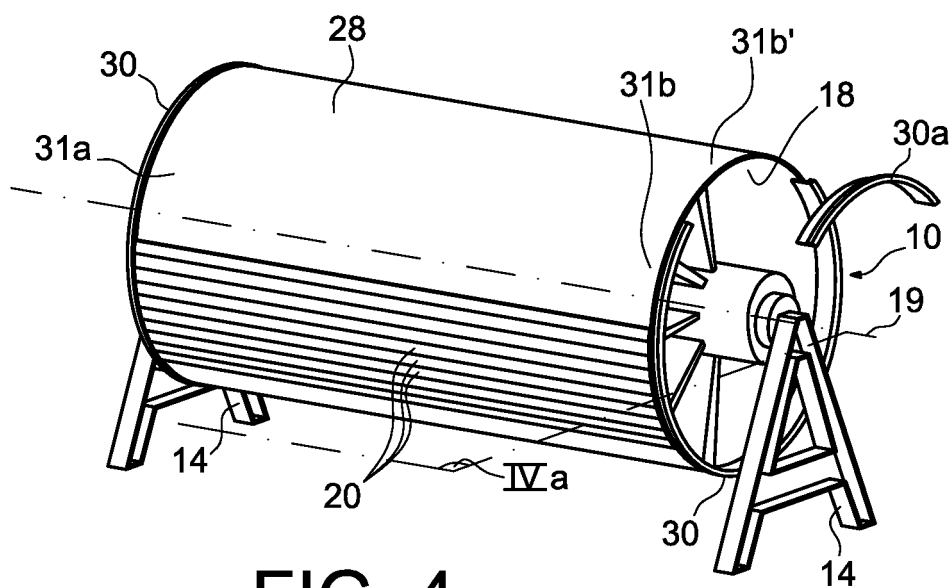


FIG. 4

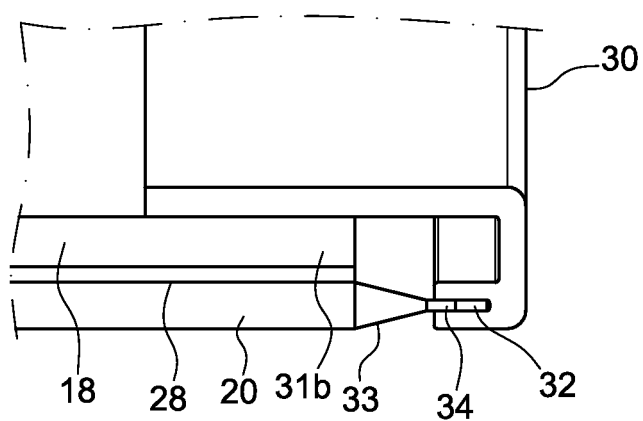


FIG. 4a

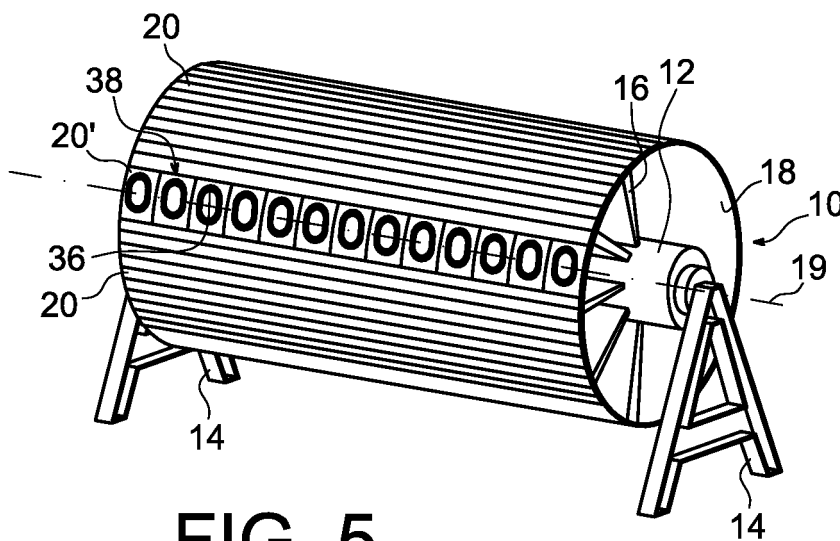


FIG. 5

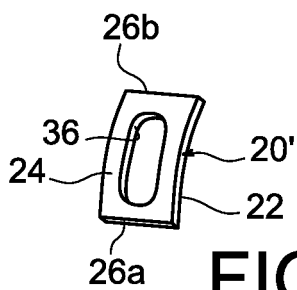


FIG. 5a

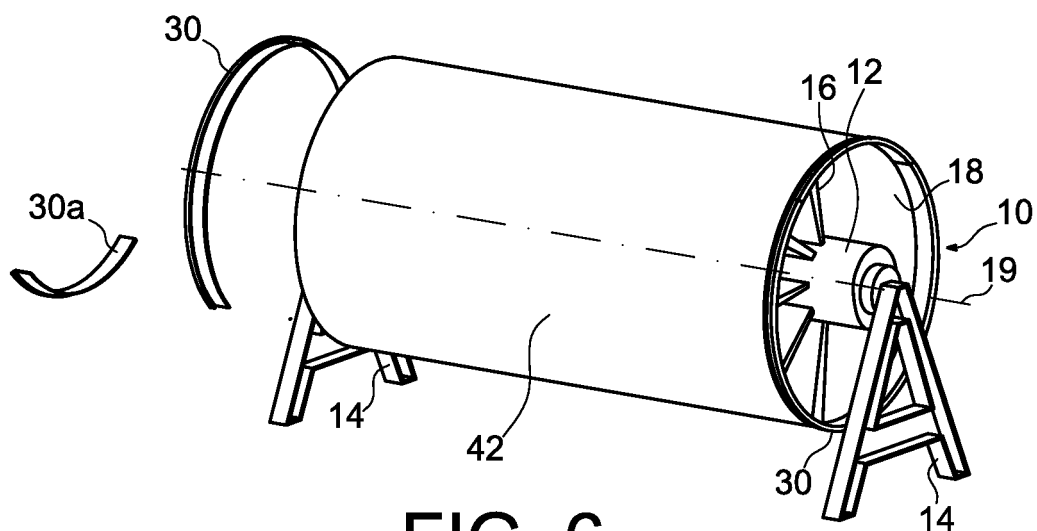


FIG. 6

5 / 7

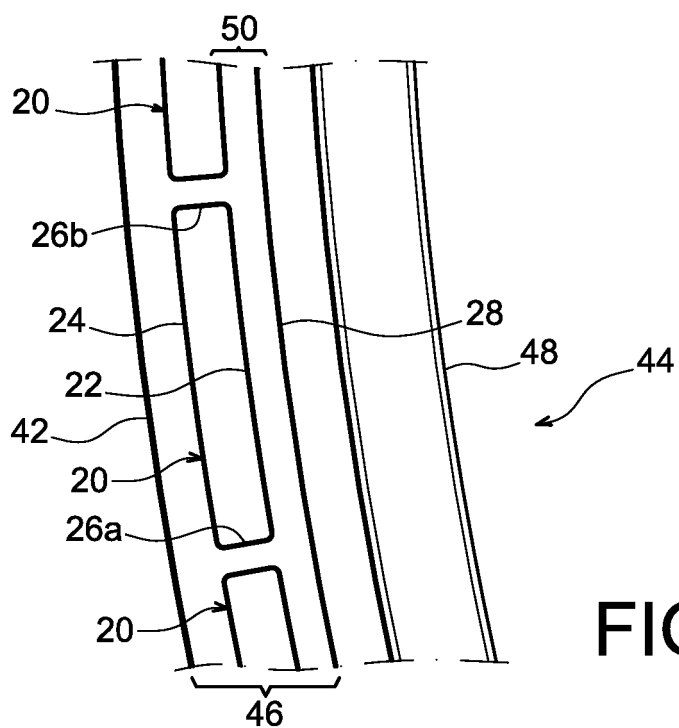


FIG. 7

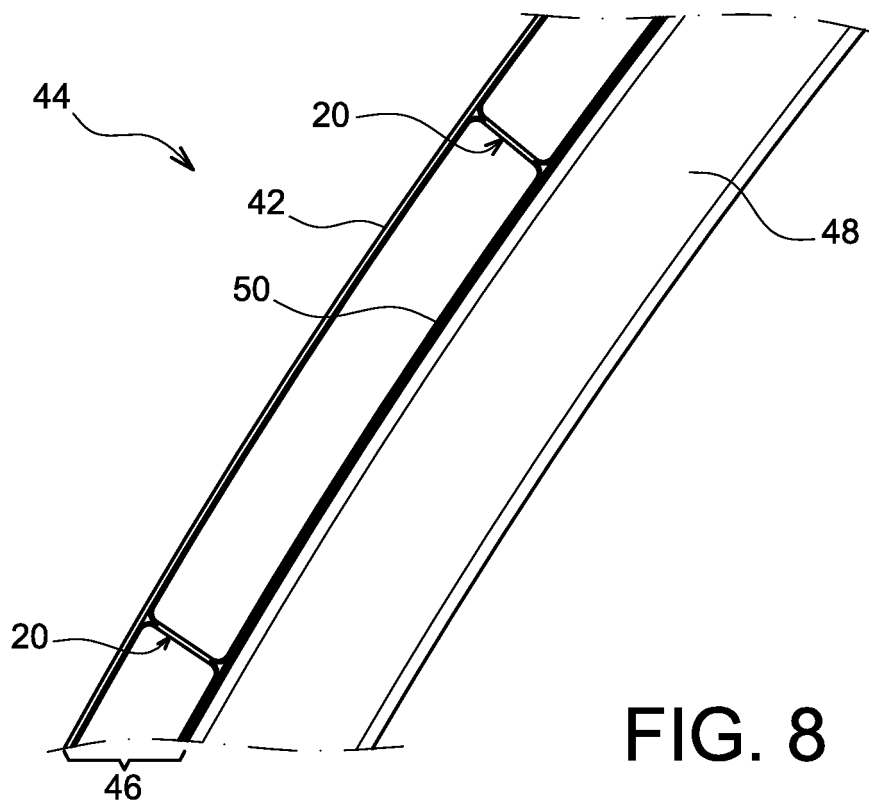
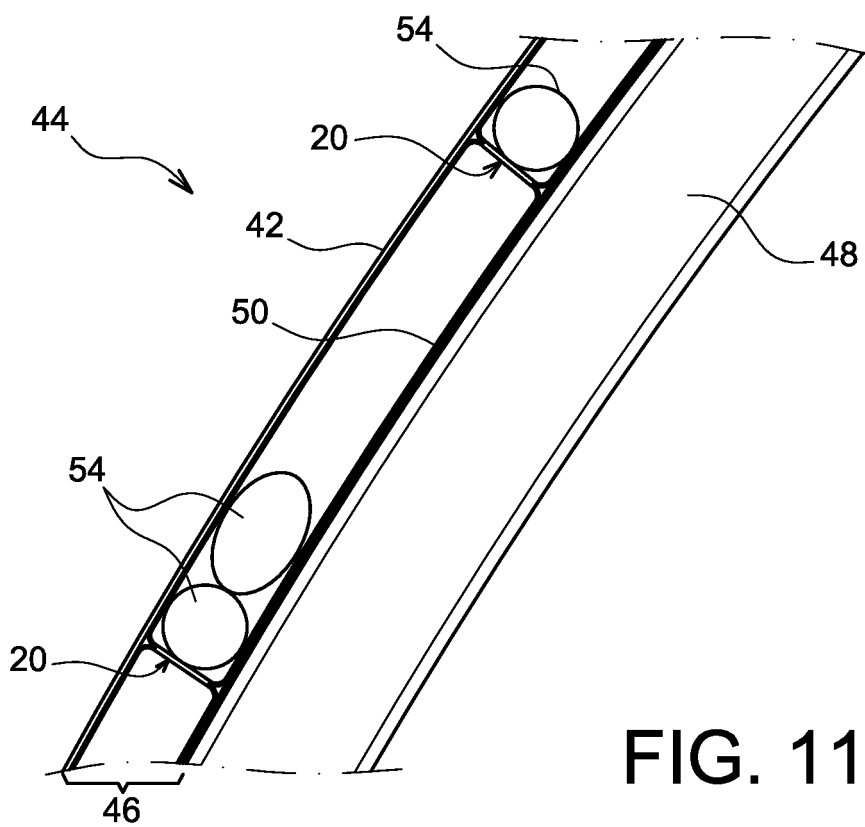
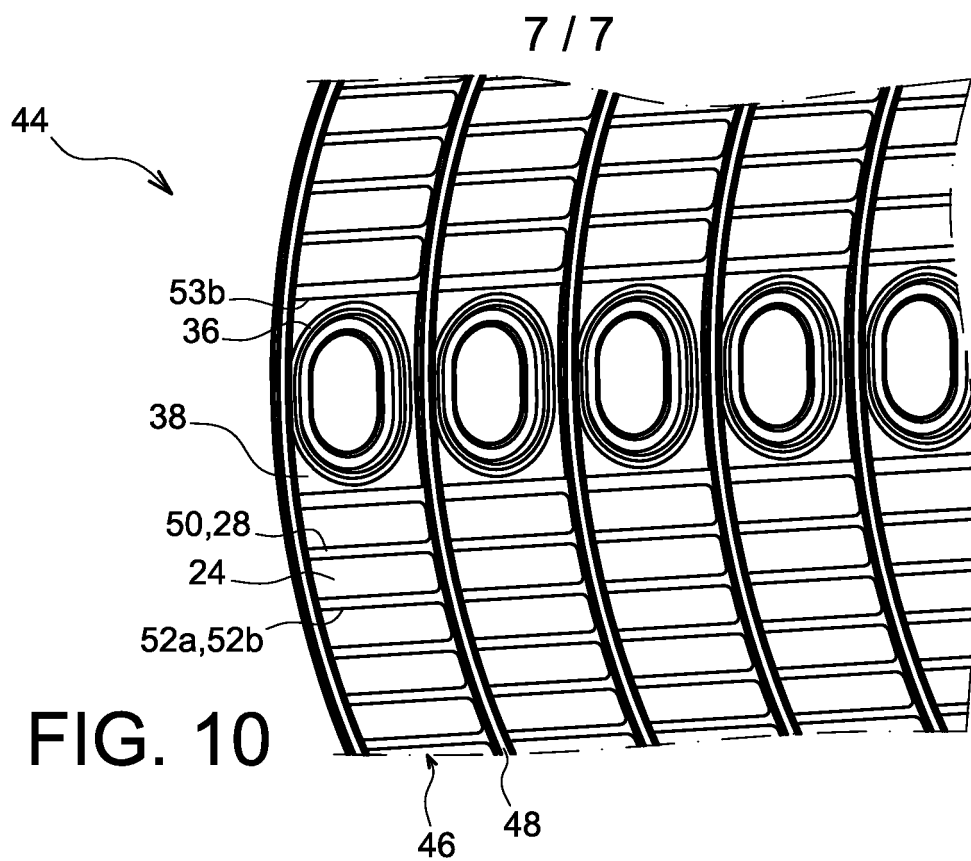


FIG. 8





**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement
national

FA 775871
FR 1262947

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 6 231 710 B1 (HERUP ERIC [US] ET AL) 15 mai 2001 (2001-05-15)	1-4,9	B64F5/00 B64C1/12
Y	* colonne 2, ligne 14-34 *	5-8,	
A	* colonne 2, ligne 50-61 *	10-13	
	* revendication 1; figures 1-3 *	14	

Y	FR 2 766 407 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 29 janvier 1999 (1999-01-29)	5	
A	* page 8, ligne 25 - page 9, ligne 7; figures 2,3 *	1-4	

Y	WO 2012/007780 A1 (LEARJET INC [US]; SHORT BROTHERS PLC [IE]; VALLE LUCA [CA]) 19 janvier 2012 (2012-01-19)	6-8, 10-13	
A	* page 7, ligne 22 - page 10, ligne 29; figures 3-9 *	1-5,14	

			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64C B29C B29D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
24 juillet 2013		Busto, Mario	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date	
autre document de la même catégorie		de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
P : document intercalaire		
		& : membre de la même famille, document correspondant	

1

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1262947 FA 775871**

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 **24-07-2013**

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 6231710	B1	15-05-2001	AUCUN	

FR 2766407	A1	29-01-1999	CA 2297266 A1	04-02-1999
			CN 1270551 A	18-10-2000
			DE 69809427 D1	19-12-2002
			DE 69809427 T2	25-09-2003
			EP 0998383 A1	10-05-2000
			ES 2186202 T3	01-05-2003
			FR 2766407 A1	29-01-1999
			JP 2001510746 A	07-08-2001
			US 6613258 B1	02-09-2003
			WO 9904952 A1	04-02-1999

WO 2012007780	A1	19-01-2012	CA 2804960 A1	19-01-2012
			EP 2593294 A1	22-05-2013
			US 2013115429 A1	09-05-2013
			WO 2012007780 A1	19-01-2012
