

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
—
**INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE**
—
COURBEVOIE
—

①① N° de publication : **3 136 506**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②① N° d'enregistrement national : **22 05591**

⑤① Int Cl⁸ : **F 01 D 25/24 (2022.01), B 64 D 27/26**

⑫

BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ PROCÉDÉ DE RÉALISATION D'UN ASSEMBLAGE DE PIÈCES POUR UN ENSEMBLE PROPULSIF D'AÉRONEF.

②② Date de dépôt : 10.06.22.

③⑦ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 15.12.23 Bulletin 23/50.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 02.05.25 Bulletin 25/18.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *SAFRAN NACELLES SAS — FR.*

⑦② Inventeur(s) : *LABAT, Yanhaël.*

⑦③ Titulaire(s) : *SAFRAN NACELLES SAS.*

⑦④ Mandataire(s) : *GEVERS & ORES.*

FR 3 136 506 - B1



Description

Titre de l'invention : PROCÉDÉ DE RÉALISATION D'UN ASSEMBLAGE DE PIÈCES POUR UN ENSEMBLE PROPULSIF D'AÉRONEF

Domaine technique de l'invention

[0001] La présente invention concerne un procédé de réalisation d'un assemblage de pièces pour un ensemble propulsif et l'assemblage de pièces associé.

Arrière-plan technologique

[0002] Un exemple classique d'ensemble propulsif 1 pour un aéronef, bien connu de la technique, est représenté sur la [Fig.1]. Cet ensemble propulsif 1 a un axe longitudinal X et comprend un moteur 2, par exemple une turbomachine, logé à l'intérieur d'une nacelle 3 qui s'étend autour de l'axe X. La nacelle 3 comporte une entrée d'air 4 par laquelle pénètre un flux d'air total F1 qui se sépare ensuite en un flux d'air primaire à l'intérieur du moteur 2 et en un flux d'air secondaire F2, F2' autour du moteur 2. Sur la [Fig.1], le sens d'écoulement de l'air est symbolisé par des flèches. Aussi, on comprendra que dans la suite, les termes « amont » et « aval » sont définis par rapport à cet écoulement de l'air. En particulier, le flux d'air s'écoule de l'amont vers l'aval de l'ensemble propulsif dans un espace définissant une veine aérodynamique 5a, 5b. La nacelle 3 peut aussi intégrer des inverseurs de poussée 6, 6' qui permettent, en utilisation, de rediriger le flux d'air secondaire F2, F2' vers l'extérieur de la nacelle 3. Sur l'exemple de la [Fig.1], les inverseurs de poussée 6, 6' sont des inverseurs à portes mais peuvent aussi être à obstacles ou à grilles. Dans cet exemple, l'inverseur de poussée 6' est ouvert et ferme la veine aérodynamique 5b, dirigeant ainsi le flux d'air secondaire F2' vers l'extérieur de la nacelle 3. Contrairement à l'inverseur de poussée 6 qui, lui, est fermé et demeure dans la continuité de la veine aérodynamique 5a.

[0003] Ainsi, différents éléments composent un ensemble propulsif dans lequel l'optimisation du flux d'air est essentiel afin d'assurer son bon fonctionnement. Pour cela, l'espace dans lequel s'écoule le flux d'air à l'intérieur de l'ensemble propulsif, c'est-à-dire la veine aérodynamique, doit présenter des parois dont le profil est le plus aérodynamique possible, autrement dit avec le moins de discontinuités.

[0004] Actuellement, la veine aérodynamique ne peut pas être définie par une pièce unique. Elle est donc la résultante d'un assemblage de plusieurs pièces, fixées les unes aux autres.

[0005] La [Fig.2] représente un assemblage de ces pièces tel que généralement réalisé. Cet assemblage 10 comprend une première pièce 11 avec une première surface aérodynamique 12 et une deuxième pièce 13, adjacente à la première, avec une seconde

surface aérodynamique 14. Dans cet exemple, la première pièce 11 et la deuxième pièce 13 sont chacune faites d'un seul tenant et s'étendent autour de l'axe X. En outre, la seconde surface aérodynamique 14 comporte au moins un bord 15a, 15b qui doit s'étendre dans le prolongement de la première surface aérodynamique 12 de sorte à assurer la continuité de la veine aérodynamique 5a, 5b. La première pièce 11 et la deuxième pièce 13 sont fixées entre elles par au moins un support 16, comme par exemple une éclisse.

- [0006] Lors de l'assemblage de ces deux pièces 11, 13, pour avoir une continuité aérodynamique entre les première et seconde surfaces aérodynamiques 12, 14, c'est-à-dire que la seconde surface aérodynamique 14 soit dans le prolongement de la première surface aérodynamique 12, celles-ci doivent être alignées radialement l'une par rapport à l'autre, autrement dit elles sont mises à niveau. Cette mise à niveau des première et seconde surfaces aérodynamiques 12, 14 de chacune des pièces 11, 13 est assurée grâce à une cale 17 qui s'intercale généralement entre, par exemple, la première pièce 11 et le support 16.
- [0007] Toutefois, la première pièce 11 et la deuxième pièce 13 étant chacune d'un seul tenant, il est difficile d'assurer une continuité entre les première et seconde surfaces aérodynamiques 12, 14 sur l'ensemble des deux pièces 11, 13. En effet, un calage d'un côté (en un point situé sur une circonférence centrée sur l'axe X) entraîne un décalage de l'autre (en un point diamétralement opposé), et inversement, comme représenté sur la [Fig.2] par exemple. Ainsi, dans cet exemple, si, d'un côté, le bord 15a de la seconde surface aérodynamique 14 s'étend dans le prolongement de la première surface aérodynamique 12, de l'autre côté, le bord 15b de la seconde surface aérodynamique 14 présente une marche S avec la première surface aérodynamique de la première pièce 11. Cette marche S, dite marche aérodynamique, nuit à la continuité aérodynamique de la veine aérodynamique 5b.
- [0008] L'exemple de la [Fig.2] représente un cas extrême afin d'accentuer la réalité de la marche aérodynamique. Dans la pratique, on va chercher à avoir un calage moyen des pièces, avec la pose de cales ponctuelles ou alors avec des cales réparties autour de l'axe de manière prédéfinie, ce qui permet d'avoir une marche aérodynamique moyenne sur toute la circonférence de l'interface entre les pièces.
- [0009] Cependant, les exigences techniques requièrent une marche aérodynamique maximum très faible qu'il est très difficile d'obtenir avec la méthode d'assemblage telle que décrite précédemment.
- [0010] Aussi, un objectif de l'invention est de proposer un procédé de réalisation d'un assemblage de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef amélioré n'ayant pas, au moins, l'un des inconvénients précités.
- [0011] Un autre objectif de l'invention est de proposer un procédé dont la mise en œuvre

permet de se conformer plus simplement aux tolérances de fabrication des pièces pour un ensemble propulsif, ainsi qu'aux tolérances d'assemblage.

[0012] Un autre objectif de l'invention est de proposer un procédé dont la mise en œuvre permet de réduire au maximum la marche aérodynamique entre deux pièces de sorte à améliorer la continuité aérodynamique.

Résumé de l'invention

[0013] Il est donc proposé un procédé de réalisation d'un assemblage de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef, cet assemblage comportant une première pièce réalisée dans un premier matériau et comportant une première surface aérodynamique et une deuxième pièce adjacente à la première pièce et réalisée dans un second matériau, ce second matériau étant composite, cette deuxième pièce comportant une seconde surface aérodynamique dont au moins un bord doit s'étendre dans le prolongement de la première surface aérodynamique, le procédé comportant les étapes suivantes :

- réaliser la première pièce avec une première surface aérodynamique finie,
- réaliser la seconde pièce avec une seconde surface aérodynamique qui comprend, au niveau de l'au moins un bord, une surépaisseur sacrificielle,
- assembler les première et deuxième pièces,
- usiner la surépaisseur sacrificielle de la deuxième pièce de façon à ce que l'au moins un bord de la seconde surface aérodynamique s'étende dans le prolongement de la première surface aérodynamique.

[0014] Ainsi, grâce au procédé selon l'invention, les première et deuxième pièces sont assemblées ensemble avant l'usinage de la deuxième pièce, et en particulier sa surface sacrificielle localisée au niveau du bord de la seconde surface aérodynamique de cette deuxième pièce. L'usinage de la surépaisseur sacrificielle est réalisé localement de sorte que le bord de la deuxième pièce se trouve dans le prolongement de la surface aérodynamique de la première pièce. Autrement dit, on assure un alignement des première et seconde surfaces aérodynamiques des première et deuxième pièces. De la sorte, la marche aérodynamique de l'assemblage est réduite à son minimum, ce qui permet d'obtenir une continuité aérodynamique dans l'ensemble propulsif. En outre, la part de surépaisseur sacrificielle qui est retirée est variable selon les endroits où sont réalisés l'usinage car dépendant de l'agencement des première et deuxième pièces l'une par rapport à l'autre. Ainsi, la surépaisseur sacrificielle peut, par endroit, être entièrement retirée tandis qu'à d'autres endroits de la deuxième pièce, il peut rester une partie de la surépaisseur sacrificielle.

[0015] Le procédé, selon l'invention, peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques ci-dessous, prises isolément les unes avec les autres ou en combinaison les unes avec les autres :

- le procédé, après l'étape d'usinage comprend l'étape suivante : appliquer un enduit de finition sur la seconde surface aérodynamique de la deuxième pièce ;
- la première pièce est en alliage métallique ou en matériau composite ;
- le matériau composite de la deuxième pièce comprend un empilement de couches de fibres noyées dans une matrice polymérique ;
- la deuxième pièce comporte des couches de fibres qui s'étendent sur toute l'étendue de la deuxième pièce, et comporte des couches de fibres additionnelles au niveau de l'au moins un bord pour définir la surépaisseur sacrificielle ;
- les couches de fibres comprennent des fibres de carbone, et les couches de fibres additionnelles comprennent des fibres de carbone ou des fibres de verre ;
- les couches de fibres ont une couleur différente de celle des couches de fibres additionnelles ;
- les couches de fibres sont séparées des couches de fibres additionnelles par une couche de fibres ou un film de couleur différente de celle des couches de fibres et des couches de fibres additionnelles ;
- la surépaisseur sacrificielle a une épaisseur comprise entre 0,5 mm et 5,0 mm, avantageusement comprise entre 1,5 mm et 5,0 mm et de préférence comprise entre 1,5 mm et 2,5 mm ;
- les première et deuxième pièces et les première et seconde surfaces aérodynamiques sont annulaires et s'étendent autour d'un même axe, les pièces étant agencées l'une à côté de l'autre le long de cet axe, et l'au moins un bord étant bord annulaire de la seconde surface aérodynamique ;
- les première et deuxième pièces sont fixées à un même support ;
- le support est annulaire ;
- en relation avec le support, la deuxième pièce comprend des orifices traversants de passage d'éléments de fixation de la deuxième pièce au support, lesdits orifices traversants étant comblés par un enduit de finition de sorte que la seconde surface aérodynamique s'étende dans le prolongement de la première surface aérodynamique.

[0016] L'invention concerne également un assemblage de pièces pour la mise en œuvre du procédé tel que décrit précédemment, cet assemblage comportant une première pièce réalisée dans un premier matériau et comportant une première surface aérodynamique et une deuxième pièce adjacente à la première pièce et réalisée dans un second matériau, ce second matériau étant composite, cette deuxième pièce comportant une seconde surface aérodynamique dont au moins un bord doit s'étendre dans le pro-

longement de la première surface aérodynamique, la seconde surface aérodynamique de la deuxième pièce comprenant, au niveau dudit au moins un bord, une surépaisseur sacrificielle.

- [0017] L'assemblage, selon l'invention, peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques ci-dessous, prises isolément les unes avec les autres ou en combinaison les unes avec les autres :
- la première pièce est une lèvre d'entrée d'air de nacelle et la deuxième pièce est un conduit interne d'entrée d'air de nacelle ;
 - la première pièce est un corps intérieur et la deuxième pièce est un capot d'inverseur de poussée.

Brève description des figures

- [0018] L'invention sera mieux comprise à l'aide de la description qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple et faite en se référant aux dessins annexés dans lesquels :
- [0019] La [Fig.1] représente une vue schématique, en coupe longitudinale, d'un exemple d'ensemble propulsif d'aéronef selon l'art antérieur,
- [0020] La [Fig.2] représente une vue schématique d'un assemblage de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef selon l'art antérieur,
- [0021] La [Fig.3] représente une vue schématique en perspective d'une entrée d'air d'une nacelle de la [Fig.1],
- [0022] La [Fig.4] représente une vue schématique en coupe et partielle de la [Fig.3] selon l'axe de coupe A-A,
- [0023] La [Fig.5] représente une vue schématique d'un détail de la [Fig.4],
- [0024] La [Fig.6] représente une vue schématique en perspective d'un inverseur de poussée de la nacelle de la [Fig.1],
- [0025] La [Fig.7] représente une vue schématique de la deuxième pièce d'un assemblage de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef selon l'invention,
- [0026] La [Fig.8] représente un schéma-bloc du procédé de réalisation d'un assemblage de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef selon l'invention,
- [0027] La [Fig.9] représente une vue schématique d'une étape du procédé de réalisation de l'assemblage selon l'invention,
- [0028] La [Fig.10] représente une vue schématique d'une étape du procédé de réalisation de l'assemblage selon l'invention, en particulier après l'étape de la [Fig.9],
- [0029] La [Fig.11] représente une vue schématique d'une autre étape du procédé de réalisation de l'assemblage selon l'invention en particulier après l'étape de la [Fig.10].

Description détaillée de l'invention

- [0030] La [Fig.1] et la [Fig.2], montrant chacune l'art antérieur, ont été décrites dans ce qui précède.

- [0031] On s'intéresse aux figures 3 à 6 qui illustrent des exemples d'un assemblage 10 de pièces pour un ensemble propulsif 1 d'aéronef.
- [0032] Ainsi, de manière générale, un assemblage 10 de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef 1 comporte une première pièce 11 et une deuxième pièce 13 qui est adjacente à la première pièce 11. La première pièce 11 peut être située à l'amont ou à l'aval (en référence à l'écoulement du flux d'air dans l'ensemble propulsif 1) de la première pièce 11. La première pièce 11 comporte en outre une première surface aérodynamique 12 et la deuxième pièce 13 comporte une seconde surface aérodynamique 14 dont au moins un bord 15 s'étend dans le prolongement de la première surface aérodynamique 12.
- [0033] La première pièce 11 et la deuxième pièce 13 peuvent être fixées à un même support 16. Dans un tel cas, chacune des pièces 11, 13 comprend des orifices traversants 17, 18 de passage d'éléments de fixation 19 de la pièce 11, 13 concernée au support 16.
- [0034] La première pièce 11 est par ailleurs réalisée dans un premier matériau qui peut être en un alliage métallique ou en un matériau composite.
- [0035] Lorsque la première pièce 11 est en un alliage métallique, celle-ci n'est pas réusinable comme cela sera expliqué plus en détail dans ce qui suit, et sa première surface aérodynamique 12 sert alors généralement de référence pour l'alignement de la seconde surface aérodynamique 14 de la deuxième pièce 13.
- [0036] On s'intéresse à présent plus précisément à la deuxième pièce 13, illustrée à la [Fig.7]. Cette figure représente une vue schématique en coupe de la deuxième pièce 13 selon l'invention.
- [0037] La deuxième pièce 13 est réalisée dans un second matériau qui est en un matériau composite. La deuxième pièce 13 comprend en outre, au niveau du bord 15 de sa seconde surface aérodynamique 14, une surépaisseur sacrificielle 20. Cette surépaisseur sacrificielle 20 s'étend par ailleurs dans une direction radiale par rapport à l'axe longitudinal X et s'étend de manière circonférentielle par rapport à ce même axe X. La surépaisseur sacrificielle 20 peut être annulaire et s'étendre sur 360° (degré) autour de l'axe longitudinal X si, par exemple, la deuxième pièce 13 est annulaire, comme décrit plus loin. Alternativement, la surépaisseur sacrificielle 20 peut s'étendre sur un portion circonférentielle localisée et prédéfinie, c'est-à-dire sur un angle inférieur à 360°.
- [0038] Avantageusement, le matériau composite de la deuxième pièce 13 comprend un empilement de couches de fibres 21, dites couches structurelles 21, noyées dans une matrice polymérique. On entend par « couches structurelles » les couches de fibres qui confèrent à la deuxième pièce ses caractéristiques mécaniques. Autrement dit, leur dégradation peut nuire à l'intégrité structurale de la deuxième pièce 13.
- [0039] Dans un tel cas, la deuxième pièce 13 comprend un corps 13a qui comporte des

couches structurales 21, qui s'étendent sur toute l'étendue de la deuxième pièce 13, c'est-à-dire le long de l'axe longitudinal X. La deuxième pièce 13 peut alors également comprendre un empilement de couches de fibres additionnelles 22, au niveau du bord 15, pour définir la surépaisseur sacrificielle 20. Ces couches de fibres additionnelles 22 sont en outre aisément usinables.

- [0040] Les couches structurales 21 du corps 13a de la deuxième pièce 13 peuvent contenir des fibres de carbone. Les couches de fibres additionnelles 22, définissant la surépaisseur sacrificielle 20, peuvent, elles, contenir de manière non limitative des fibres de carbone ou des fibres de verre.
- [0041] Avantagement, les couches structurales 21 du corps 13a ont une couleur différente de la couleur des couches de fibres additionnelles 22. Dit autrement, la surépaisseur sacrificielle 20 a une couleur différente du reste de la deuxième pièce 13, et en particulier de la seconde surface aérodynamique 14.
- [0042] Les couches structurales 21 du corps 13a et les couches de fibres additionnelles 22 de la surépaisseur sacrificielle 20 peuvent également être séparées par une démarcation 23 d'une couleur différente de celles des couches structurales 21 du corps 13a et des couches de fibres additionnelles 22. Cette démarcation 23 marque la limite entre les couches de fibres additionnelles 22 de la surépaisseur 20 et les couches structurales 21. Dans un tel cas, les couches structurales 21 du corps 13a et les couches de fibres additionnelles 22 peuvent avoir la même couleur ou avoir des couleurs différentes, tant que celles-ci sont d'une couleur différente de celle de la démarcation 23.
- [0043] Cette démarcation 23 peut être une couche de fibres, dite couche séparatrice, en fibres de carbone ou en fibres de verre, ou bien être un film, par exemple un film adhésif.
- [0044] Les différences de couleurs décrites précédemment permettent de donner un indicateur visuel à un opérateur lors de la réalisation de l'assemblage, lui signifiant la limite d'usinage. En effet, dès qu'une différence de couleur apparaît, cela signifie que, localement, la surépaisseur sacrificielle 20 est entièrement retirée et que poursuivre l'usinage risque de nuire à l'intégrité structurale de la deuxième pièce 13.
- [0045] La surépaisseur sacrificielle 20 de la seconde surface aérodynamique 14 peut avoir une épaisseur comprise entre 0,5 mm (millimètre) et 5,0 mm, avantagement comprise entre 1,5 mm et 5,0 mm, et de préférence comprise entre 1,5 mm et 2,5 mm.
- [0046] La surépaisseur sacrificielle 20 peut aussi s'étendre depuis le bord 15 de la seconde surface aérodynamique 14 sur une bande de largeur comprise entre 0,5 cm (centimètre) et 15 cm, avantagement comprise entre 1 cm et 15 cm, et de préférence entre 2 cm et 10 cm.
- [0047] De retour à la [Fig.3], un premier exemple d'assemblage 10 de pièces y est représenté. Dans cet exemple particulier, l'assemblage 10 forme une entrée d'air 4 de

nacelle 3 d'un ensemble propulsif 1 d'aéronef. Les figures 4 et 5 sont des détails de la [Fig.3]. En particulier, la [Fig.4] montre une vue en coupe partielle selon l'axe de coupe A-A de l'assemblage 10 de pièces de la [Fig.3], tandis que la [Fig.5] montre une vue agrandie de l'agencement entre les première et deuxième pièces 11, 13 de la [Fig.4].

[0048] Dans cette configuration, les première et deuxième pièces 11, 13 et les première et seconde surfaces aérodynamiques 12, 14 sont annulaires et s'étendent autour du même axe longitudinal X. Le bord 15 de la seconde surface aérodynamique est en conséquent également annulaire. Les première et deuxième pièces 11, 13 sont en outre agencées l'une à côté de l'autre le long de cet axe longitudinal X.

[0049] En référence aux [Fig.4] et 5, les premières et deuxième pièces 11, 13, annulaires, sont fixées ensemble par un support 16 lui aussi annulaire.

[0050] Dans le cas particulier des figures 3 à 5, la première pièce 11 est une lèvre 7 de l'entrée d'air 4 de la nacelle 3 et la deuxième pièce 13 est un conduit interne 8 de l'entrée d'air 4 de cette nacelle 3. Le conduit interne 8 s'étend par ailleurs en aval de la lèvre 7. En pratique, la lèvre 7 est généralement en un matériau métallique ou un alliage métallique, ayant déjà bénéficié d'une finition préalable (par exemple un effet miroir). Il est donc préférable de ne pas la réusinier. Le conduit interne 8 est, quant à lui, en un matériau composite à base de fibres de carbone noyées dans une résine polymérique, davantage adapté pour un nouvel usinage.

[0051] La [Fig.6] montre un autre exemple d'assemblage 10 de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef, et en particulier des pièces d'inverseur de poussée 6.

[0052] Dans cet exemple particulier, l'assemblage 10 comprend une pluralité de pièces adjacentes les unes aux autres et s'étendant autour de l'axe longitudinal X. On peut ainsi identifier plusieurs couples de première pièce 11, 11'' et de deuxième pièce 13, 13', 13''.

[0053] Par exemple, un premier couple comprend une première pièce 11, qui est un corps intérieur annulaire 8', et une deuxième pièce 13, qui est un capot mobile 9 de l'inverseur de poussée 6. Ainsi, le bord 15 de la deuxième pièce 13 est dans l'alignement de la première pièce 11.

[0054] Un deuxième couple comprend, par exemple, une première pièce 11 et une deuxième pièce 13'. Ainsi, le bord 15' de la deuxième pièce 13' est dans l'alignement de la première pièce 11.

[0055] Un autre couple peut encore comprendre une première pièce 11' et une deuxième pièce 13''. Ainsi, le bord 15'' de la deuxième pièce 13' est dans l'alignement de la première pièce 11. Dans ce cas, la première pièce 11' peut être également la deuxième pièce 13'.

[0056] On comprend que la deuxième pièce peut, dans certains cas, être également la

première pièce d'une autre pièce.

- [0057] On s'intéresse maintenant aux figures 8 à 11 qui illustrent, selon l'invention, un procédé 100 de réalisation d'un assemblage 10 de pièces pour un ensemble propulsif 1 tel que décrit dans ce qui précède.
- [0058] La [Fig.8] représente un schéma-bloc du procédé 100.
- [0059] Ainsi, à une étape 102, une première pièce 11 avec une première surface aérodynamique 12 est réalisée en un premier matériau. Comme indiqué précédemment, cette première pièce 11 peut être en un alliage métallique ou en un matériau composite.
- [0060] À une étape 104, pouvant se dérouler simultanément à l'étape 102, une deuxième pièce 13 avec une seconde surface aérodynamique 14 est réalisée en un second matériau, ce second matériau étant composite comme décrit précédemment. La deuxième pièce 13 est réalisée de telle sorte que sa seconde surface aérodynamique 14 comprenne au moins un bord 15 configuré pour être adjacent à la première pièce 11. La seconde surface aérodynamique 14 comprend en outre, au niveau du bord 15, une surépaisseur sacrificielle 20. Cette surépaisseur sacrificielle 20 est telle que décrite dans ce qui précède.
- [0061] À une étape 106, prenant place après les étapes 102 et 104, les première et deuxième pièce 11, 13 sont assemblées. Les première et deuxième pièces 11, 13 peuvent ainsi être fixées entre elles par l'intermédiaire d'un support 16, comme représenté sur la [Fig.9]. Auquel cas, chacune des pièces 11, 13 comprend des orifices traversants 17, 18 de passage d'éléments de fixation 19 de la pièce 11, 13 concernée au support 16. Ces orifices 17, 18 sont pré-perçés au préalable lors des étapes 102 et 104 avant d'être percés lors de l'assemblage des pièces à l'étape 106.
- [0062] À une étape 108, suivant l'étape 106, et en référence à la [Fig.10], la surépaisseur sacrificielle 20 de la deuxième pièce 13 est usinée de façon à ce que le bord 15 de la seconde surface aérodynamique 14 s'étende dans le prolongement de la première surface aérodynamique 12. L'usinage est réalisé de façon locale sur la surépaisseur sacrificielle 20. Cela signifie que l'opération d'usinage est réalisée en plusieurs points de l'assemblage et qu'à l'issue de ces différents usinages, la surépaisseur sacrificielle 20 restante peut varier d'un point à un autre, voire tout autour de l'axe X, dépendant de l'agencement des première et deuxième pièces 11, 13 l'une par rapport à l'autre.
- [0063] Lorsque les couches de fibres additionnelles 22 de la surépaisseur sacrificielle 20 et les couches de fibres 21, dites couches structurelles 21, du corps 13a de la deuxième pièce 13 sont de couleurs différentes, la surépaisseur sacrificielle 20 est retirée, au plus, jusqu'à apparition de la couleur des couches structurelles 21. Lorsqu'une démarcation 23, par exemple une couche de fibres ou un film, de couleur différente des couches structurelles 21 et des couches de fibres additionnelles 22 sépare ces mêmes couches 21, 22 l'une de l'autre, la surépaisseur sacrificielle 20 est retirée, au plus, jusqu'à ap-

partition de la couleur de la démarcation 23.

- [0064] De manière générale, le changement de couleur est un indicateur visuel pour l'opérateur, lui signifiant que, localement, la surépaisseur sacrificielle 20 est entièrement retirée. Poursuivre l'usinage risque alors d'atteindre les couches structurelles 21 de la deuxième pièce 13, au risque de dégrader cette dernière.
- [0065] À une étape 110, suivant l'étape 108, et en référence à la [Fig.11], un enduit de finition 24 est avantageusement appliqué sur la seconde surface aérodynamique 14 de la deuxième pièce 13 pour combler d'éventuelles aspérités de sorte à assurer la continuité aérodynamique. La présence de trous ou bosses générerait des pertes de charge et donc une perturbation dans la veine aérodynamique. Aussi, lorsque la deuxième pièce 13 comprend des orifices traversants 18 de passage d'éléments de fixation 19 de la deuxième pièce 13 à un support 16, cet enduit de finition 24 est appliqué pour combler les orifices traversants 18 de sorte que la seconde surface aérodynamique 14 s'étende dans le prolongement de la première surface aérodynamique 12.
- [0066] À l'assemblage 10 des première et deuxième pièces 11, 13, un jeu 25 peut exister entre chacune des deux pièces 11, 13. Aussi, lors de l'étape 110, l'enduit de finition 24 peut être appliqué pour combler ce jeu 25 avec un élément 24' de sorte à assurer la continuité aérodynamique.
- [0067] Le procédé de réalisation d'un assemblage de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef tel que décrit précédemment permet une amélioration de l'alignement des première et seconde surfaces aérodynamiques des première et deuxième pièces. En effet, la surépaisseur sacrificielle localisée au niveau du bord de la seconde surface aérodynamique est aisément enlevée par usinage jusqu'à ce qu'elle se trouve dans le prolongement de la première surface aérodynamique. De la sorte, la marche aérodynamique de l'assemblage est réduite à son minimum, inférieure à celle obtenue avec les méthodes existantes, ce qui permet d'obtenir une continuité aérodynamique améliorée dans l'ensemble propulsif.
- [0068] Un autre avantage est d'améliorer le contrôle de la marche aérodynamique entre les première et deuxième pièce. En effet, la différence de couleur des couches de fibres additionnelles de la surépaisseur sacrificielle que ce soit avec les couches de fibres, dites couches structurelles, du corps de la deuxième pièce ou la couche de fibres ou le film de la démarcation donne un indicateur visuel à l'opérateur pendant l'usinage. Cet indicateur visuel permet d'indiquer la limite d'usinage en alertant l'opérateur que la surépaisseur sacrificielle a été entièrement retirée localement. La poursuite de l'usinage risquerait alors d'atteindre les couches structurelles de la deuxième pièce, au risque de dégrader cette dernière.

Revendications

[Revendication 1] Procédé de réalisation d'un assemblage (10) de pièces pour un ensemble propulsif d'aéronef, cet assemblage (10) comportant une première pièce (11) réalisée dans un premier matériau et comportant une première surface aérodynamique (12) et une deuxième pièce (13) adjacente à la première pièce (11) et réalisée dans un second matériau, ce second matériau étant composite comprenant un empilement de couches de fibres (21, 22) noyées dans une matrice polymérique, cette deuxième pièce (13) comportant une seconde surface aérodynamique (14) dont au moins un bord (15) doit s'étendre dans le prolongement de la première surface aérodynamique, ledit procédé comportant les étapes suivantes :

- réaliser la première pièce (11) avec une première surface aérodynamique (12) finie,
- réaliser la deuxième pièce (13) avec une seconde surface aérodynamique (14) qui comprend des couches de fibres (21) s'étendant sur toute l'étendue de la deuxième pièce, et comportant des couches de fibres additionnelles (22) au niveau dudit au moins un bord (15) pour définir une surépaisseur sacrificielle (20), lesdites couches de fibres (21) s'étendant sur toute l'étendue de la deuxième pièce étant séparées des couches de fibres additionnelles (22), par une démarcation (23), par exemple une couche de fibres ou un film, de couleur différente de celles des couches de fibres (21) et des couches de fibres additionnelles (22),
- assembler les première et deuxième pièces (11, 13),
- usiner la surépaisseur sacrificielle de la deuxième pièce (13), au plus, jusqu'à apparition de la couleur de la démarcation (23), de façon à ce que ledit au moins un bord (15) de la seconde surface aérodynamique (14) s'étende dans le prolongement de la première surface aérodynamique (12).

[Revendication 2] Procédé selon la revendication 1, comportant, après l'étape d'usinage, l'étape suivante :

- appliquer un enduit de finition (24) sur la seconde surface aérodynamique (14) de la deuxième pièce (13).

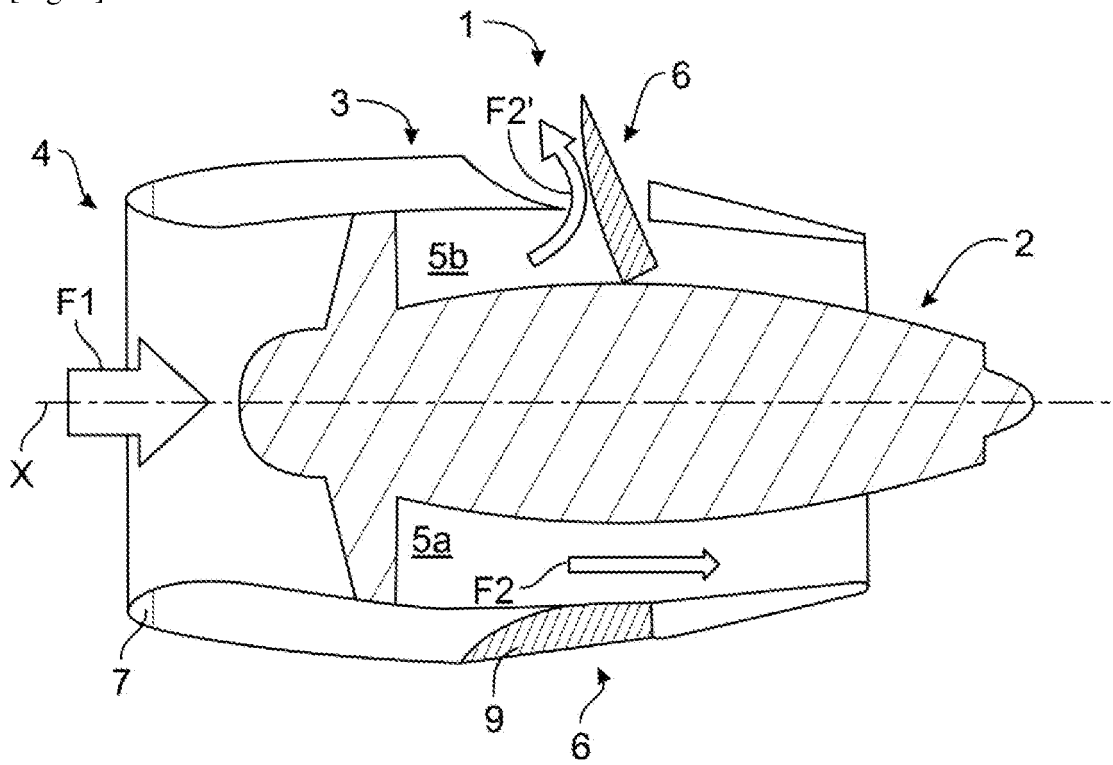
- [Revendication 3] Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 ou 2, dans lequel la première pièce (11) est en alliage métallique ou en matériau composite.
- [Revendication 4] Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel les couches de fibres (21) comprennent des fibres de carbone, et les couches de fibres additionnelles (22) comprennent des fibres de carbone ou des fibres de verre.
- [Revendication 5] Procédé selon la revendication 1 à 4, les couches de fibres (21) ont une couleur différente de celle des couches de fibres additionnelles (22).
- [Revendication 6] Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel la surépaisseur sacrificielle a une épaisseur comprise entre 0,5 mm et 5,0 mm, avantageusement comprise entre 1,5 mm et 5,0 mm et de préférence comprise entre 1,5 mm et 2,5 mm.
- [Revendication 7] Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel les première et deuxième pièces (11, 13) et les première et seconde surfaces aérodynamiques (12, 14) sont annulaires et s'étendent autour d'un même axe (X), les pièces étant agencées l'une à côté de l'autre le long de cet axe et ledit au moins un bord étant un bord annulaire de la seconde surface aérodynamique.
- [Revendication 8] Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, dans lequel les première et deuxième pièces (11, 13) sont fixées à un même support (16).
- [Revendication 9] Procédé selon la combinaison des revendications 7 et 8, dans lequel le support (16) est annulaire.
- [Revendication 10] Procédé selon l'une quelconque des revendications 8 ou 9, dans lequel, en relation avec le support (16), la deuxième pièce (13) comprend des orifices traversants (18) de passage d'éléments de fixation (19) de la deuxième pièce au support, lesdits orifices traversants (18) étant comblés par un enduit de finition (24) de sorte que la seconde surface aérodynamique (14) s'étende dans le prolongement de la première surface aérodynamique (12).
- [Revendication 11] Assemblage (10) de pièces pour la mise en œuvre du procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, cet assemblage comportant une première pièce (11) réalisée dans un premier matériau et comportant une première surface aérodynamique (12) et une deuxième pièce (13) adjacente à la première pièce (11) et réalisée dans un second matériau, ce second matériau étant composite, cette deuxième pièce comportant une seconde surface aérodynamique (14) dont au moins un bord (15)

doit s'étendre dans le prolongement de la première surface aérodynamique, la seconde surface aérodynamique de la deuxième pièce comprenant, au niveau dudit au moins un bord, une surépaisseur sacrificielle (20).

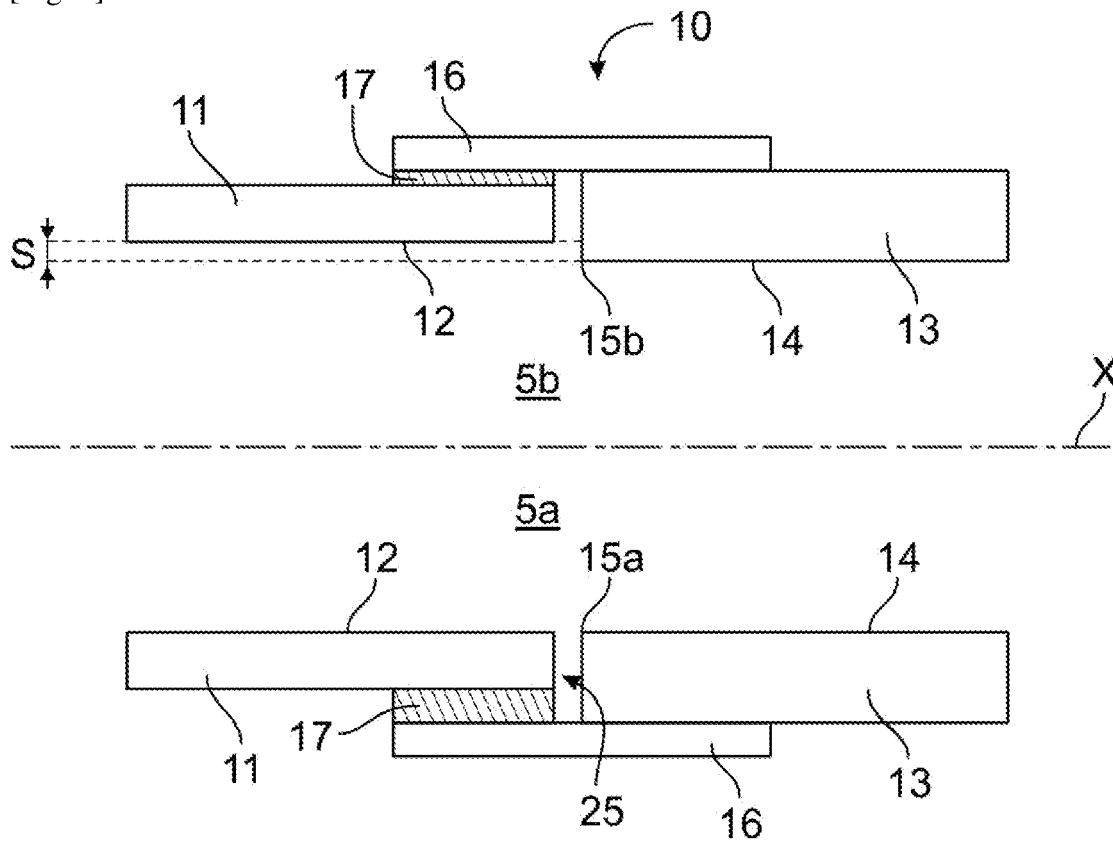
[Revendication 12] Assemblage (10) selon la revendication 11, dans lequel la première pièce (11) est une lèvre (7) d'entrée d'air (4) de nacelle (3) et la deuxième pièce (13) est un conduit interne (8) d'entrée d'air de nacelle.

[Revendication 13] Assemblage (10) selon la revendication 11, dans lequel la première pièce (11) est un corps intérieur (8') et la deuxième pièce (13) est un capot mobile (9) d'inverseur de poussée (6, 6').

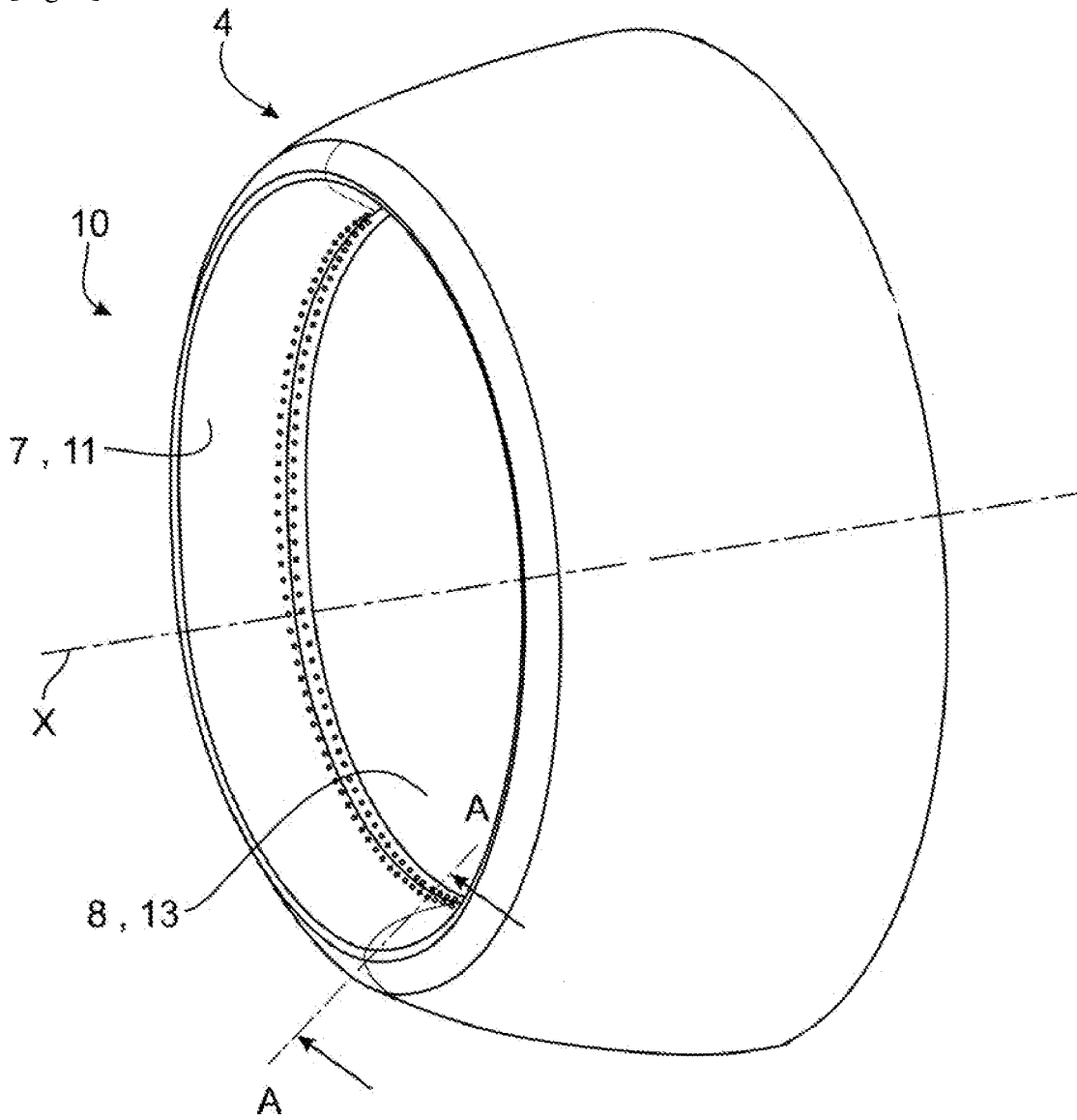
[Fig. 1]



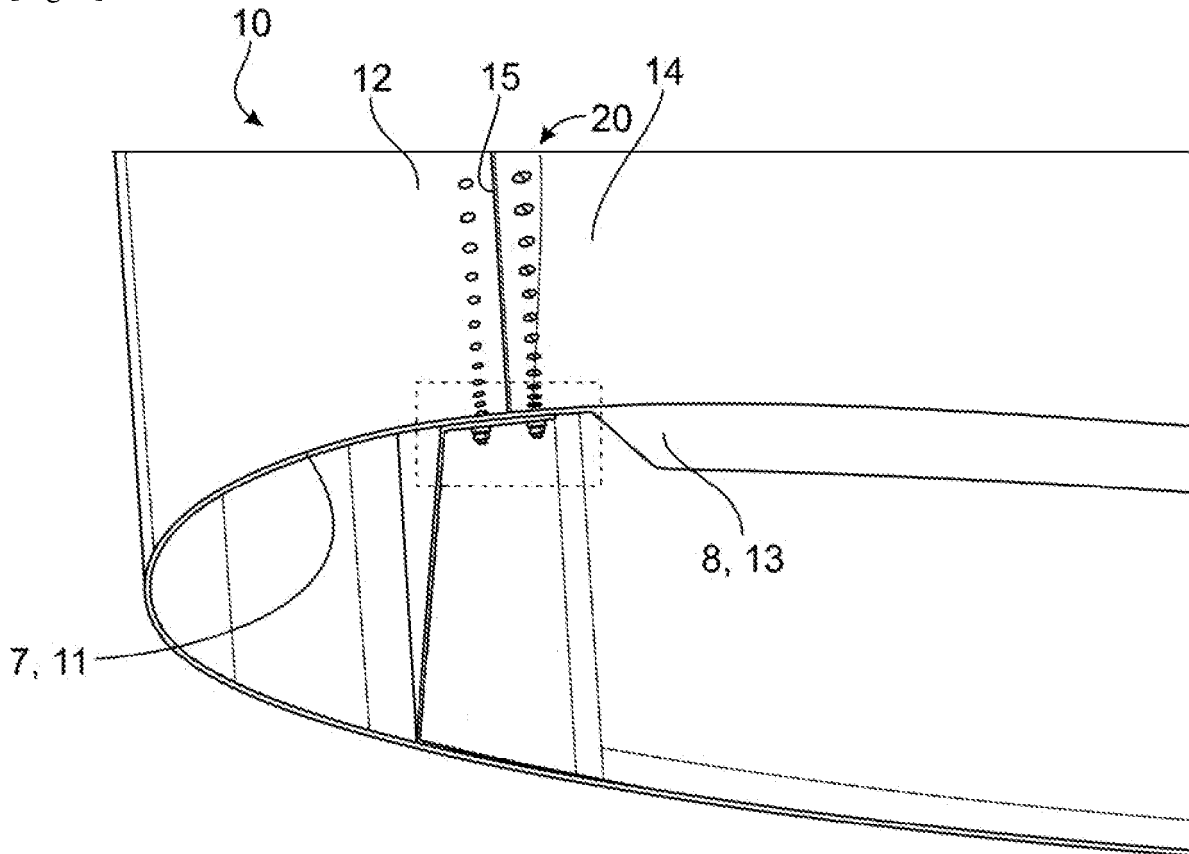
[Fig. 2]



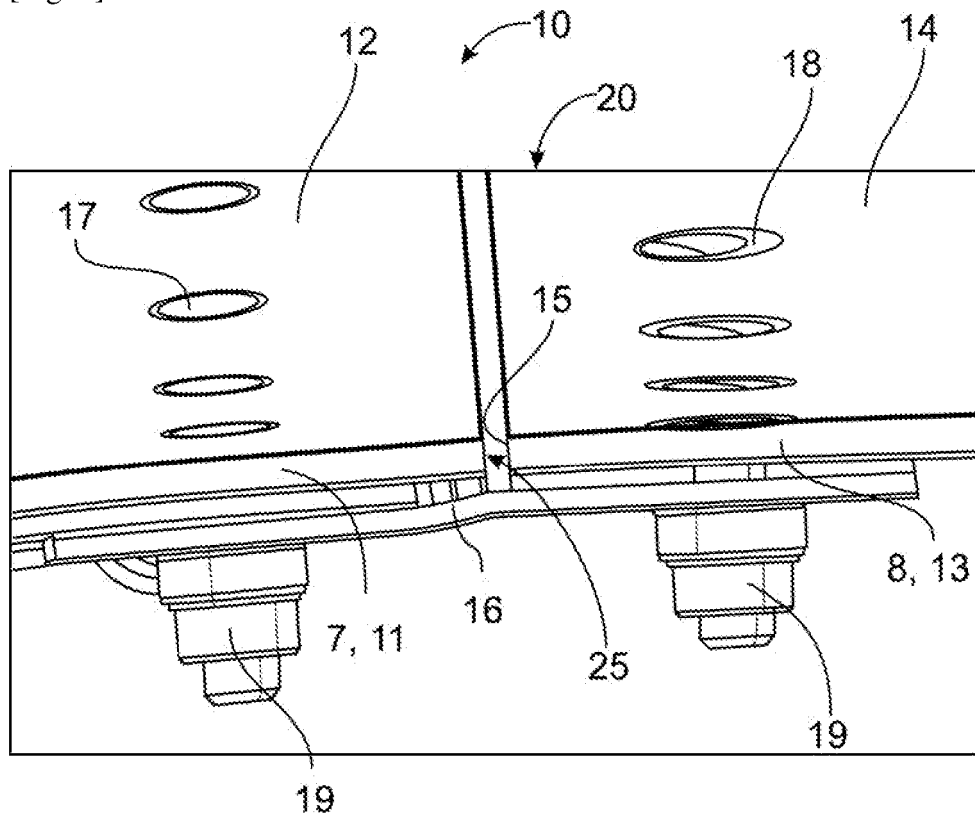
[Fig. 3]



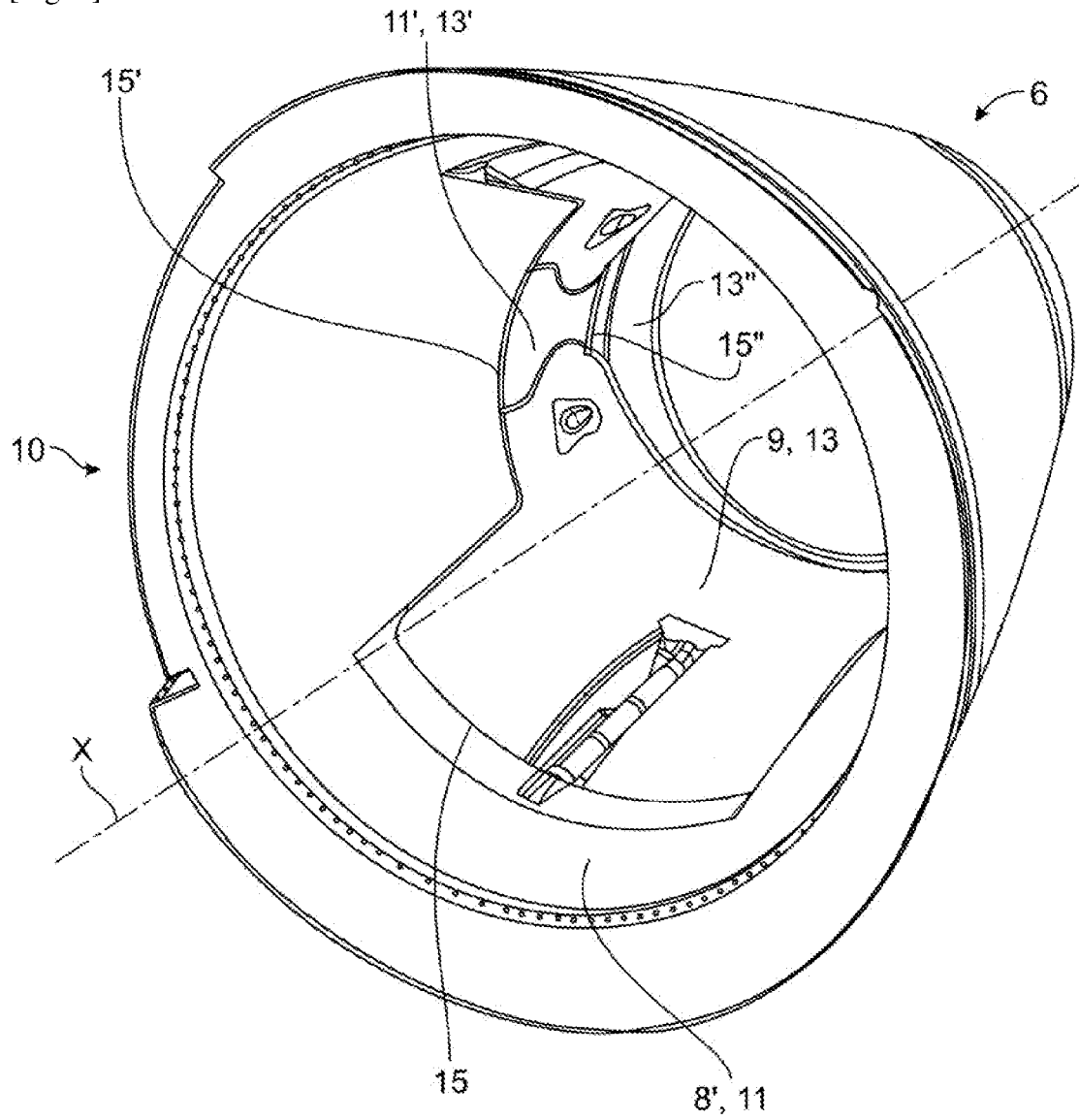
[Fig. 4]



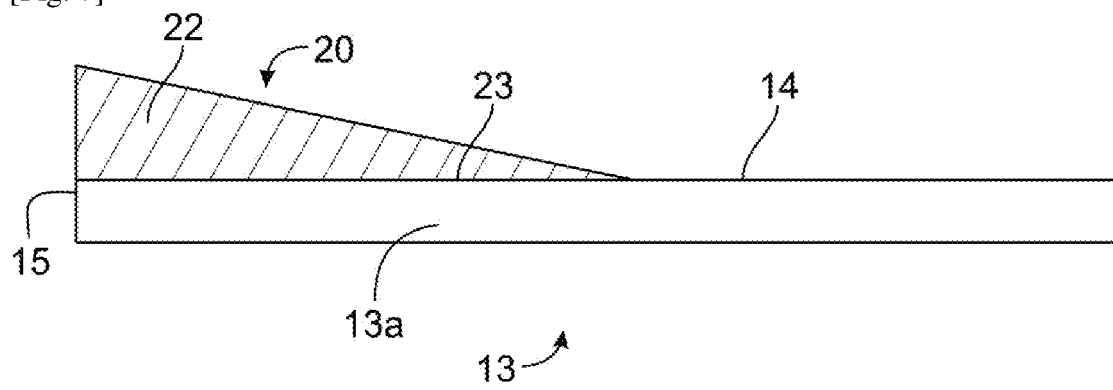
[Fig. 5]



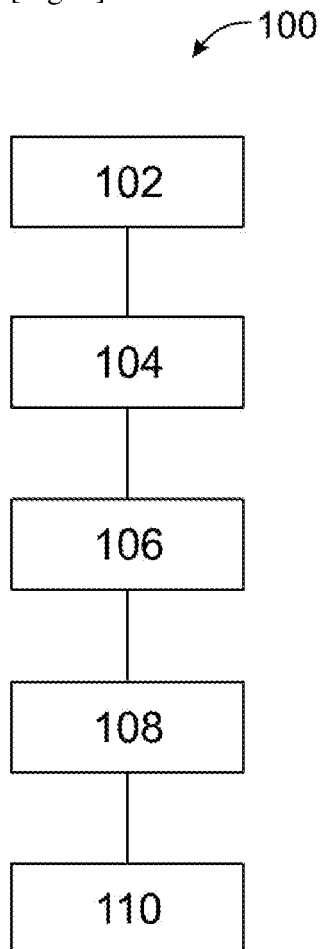
[Fig. 6]



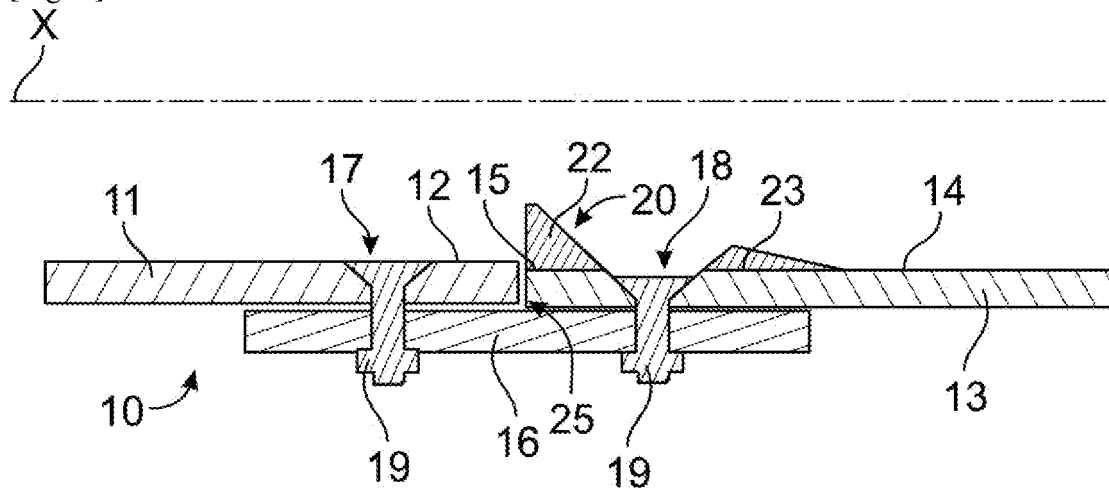
[Fig. 7]



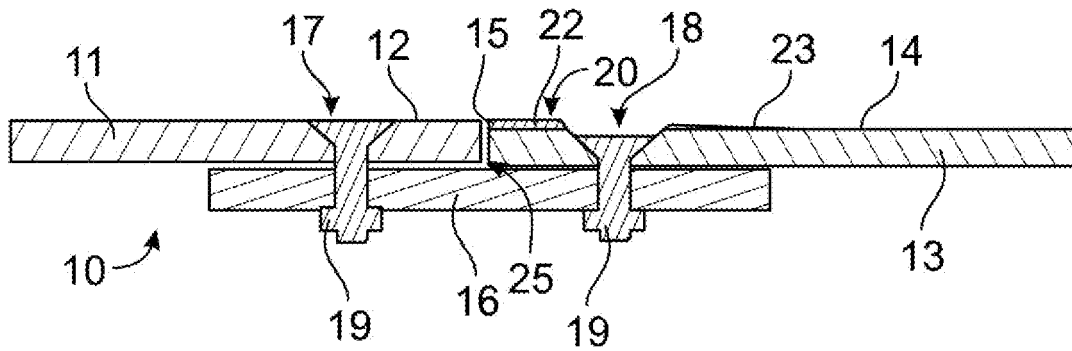
[Fig. 8]



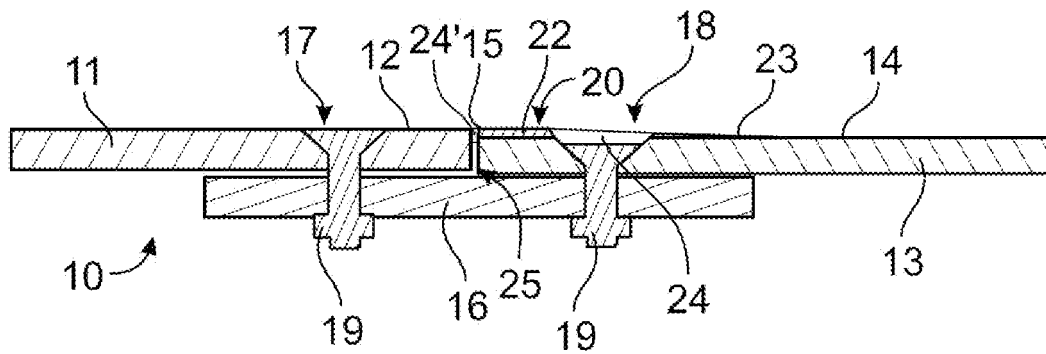
[Fig. 9]



[Fig. 10]

X
-----

[Fig. 11]

X
-----

RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

Le demandeur a maintenu les revendications.

Le demandeur a modifié les revendications.

Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION

NEANT

2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN TECHNOLOGIQUE GENERAL

ES 2 524 651 A1 (EADS CONSTRUCCIONES AERONÁUTICAS S A [ES])
10 décembre 2014 (2014-12-10)

EP 3 000 719 A1 (BOEING CO [US])
30 mars 2016 (2016-03-30)

WO 2011/148167 A2 (AIRBUS OPERATIONS LTD [GB]; BRADLEY JEREMY [GB]; WEST COLIN JOHN [GB])
1 décembre 2011 (2011-12-01)

EP 3 643 492 A1 (BOEING CO [US])
29 avril 2020 (2020-04-29)

3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND DE LA VALIDITE DES PRIORITES

NEANT