

⑫ **BREVET D'INVENTION** **B1**

⑤④ **ENSEMBLE DE REPARATION POUR PRISE DE PRESSION STATIQUE D'AERONEF.**

②② **Date de dépôt** : 30.11.21.

③⑦ **Priorité** :

⑥⑦ **Références à d'autres documents nationaux
apparentés** :

☐ **Demande(s) d'extension** :

⑦① **Demandeur(s)** : AIRBUS OPERATIONS SAS — FR.

④③ **Date de mise à la disposition du public
de la demande** : 02.06.23 Bulletin 23/22.

④⑤ **Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention** : 08.12.23 Bulletin 23/49.

⑤⑥ **Liste des documents cités dans le rapport de
recherche** :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑦② **Inventeur(s)** : CHAUCHEAU Bruno, COLLIN Olivier et
CHAUVET Olivier.

⑦③ **Titulaire(s)** : AIRBUS OPERATIONS SAS.

⑦④ **Mandataire(s)** : LE GUEN & ASSOCIES.



Description

Titre de l'invention : ENSEMBLE DE REPARATION POUR PRISE DE PRESSION STATIQUE D'AERONEF.

Domaine technique

[0001] La présente invention concerne un procédé de réparation pour fuselage d'un aéronef. L'invention concerne plus particulièrement un procédé et un ensemble de réparation d'une portion de fuselage située à proximité d'une prise de pression statique d'un aéronef.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

[0002] Les revêtements extérieurs des aéronefs sont parfois soumis à des dommages, notamment du fait de chocs avec des oiseaux, mais aussi de chocs avec des outillages, des véhicules aéroportuaires ou encore des installations aéroportuaires. Les impacts créés par des chocs provoquent des zones d'endommagement susceptibles de présenter des modifications en termes de résistance mécanique, zones dans lesquelles des défauts structurels peuvent apparaître. De plus, certaines zones du fuselage d'un aéronef sont particulièrement critiques et, outre les modifications de résistance susceptibles de survenir à la suite d'un choc, des modifications de forme peuvent entraîner des modifications aérodynamiques autour d'une prise de pression statique.

[0003] Les prises de pression statique, situées le plus souvent de chaque côté du fuselage, à l'avant d'un aéronef, présentent des ouvertures permettant de mesurer la pression de l'air autour de l'aéronef. Dans une majorité des cas, plusieurs ouvertures sont agencées perpendiculairement aux lignes d'écoulement de l'air sur le fuselage, de sorte à obtenir une mesure de pression de référence qui, comparée à une pression dynamique mesurée selon une direction parallèle au déplacement de l'aéronef, permet de définir la vitesse dans l'air de cet aéronef (encore appelée vitesse air). Ainsi une variation d'écoulement de l'air autour d'une prise de pression statique, du fait d'une déformation du revêtement du fuselage autour de cette prise, peut fausser sensiblement la mesure de la vitesse air de l'aéronef dont une mesure est réalisée via cette prise. Or, la vitesse air est un paramètre très important dans toutes les phases de vol d'un aéronef. La présence d'une zone d'endommagement à proximité d'une prise de pression statique requiert de changer le panneau latéral complet sur lequel est installée la prise de pression statique. Une telle intervention de maintenance demande souvent une immobilisation très longue de l'aéronef, et une multitude d'opérations complexes sur la structure et les systèmes embarqués de l'aéronef.

[0004] La situation peut être améliorée.

Exposé de l'invention

- [0005] Un objet de la présente invention est de proposer un procédé de réparation permettant de réduire le temps d'immobilisation de l'aéronef.
- [0006] A cet effet, il est proposé un procédé de réparation d'une partie endommagée de revêtement extérieur de fuselage, ladite partie endommagée de revêtement comprenant une prise de pression statique autour de laquelle est agencé un obturateur fixé sur une structure du fuselage présentant une ouverture où débouche une canalisation de ladite prise de pression statique, le procédé étant caractérisé en ce qu'il comprend :
- [0007] - déposer ledit obturateur de la prise de pression statique,
- [0008] - poser et fixer un doubleur de revêtement de fuselage dimensionné pour couvrir ladite partie endommagée, ledit doubleur comprenant une ouverture traversante configurée pour y loger ledit obturateur,
- [0009] - positionner une cale d'obturateur contre ladite structure du fuselage, la cale d'obturateur étant configurée de sorte que la surface extérieure de l'obturateur présente une continuité de surface avec la surface dudit doubleur autour de l'ouverture traversante,
- [0010] - poser ledit obturateur sur ladite cale d'obturateur et fixer ledit obturateur sur ladite structure du fuselage.
- [0011] Avantageusement, il est ainsi possible de recréer un profil aérodynamique conforme aux exigences de prise de pression statique de l'aéronef, avec un temps d'immobilisation réduit de l'aéronef.
- [0012] Le procédé de réparation selon l'invention peut également comporter les caractéristiques suivantes, considérées seules ou en combinaison :
- [0013] - La cale d'obturateur comprend une épaisseur de matériau pelable.
- [0014] - La cale d'obturateur est composée d'une première cale sur laquelle est posée une deuxième cale, la deuxième cale étant faite du matériau pelable.
- [0015] - Le procédé comprend, préalablement à l'étape de positionnement du doubleur, une découpe de la partie endommagée de revêtement de fuselage et la pose d'une cale de comblement prenant la forme de ladite partie découpée avant endommagement dans la cavité créée par la découpe.
- [0016] - Le procédé de réparation comprend, préalablement à la pose du doubleur de revêtement, une étape de détermination de distances minimales entre l'ouverture agencée dans l'obturateur et des bords extérieurs du doubleur.
- [0017] L'invention a également pour objet un ensemble de réparation d'une partie endommagée de revêtement extérieur de fuselage, ladite partie endommagée de revêtement comprenant une prise de pression statique autour de laquelle est agencé un obturateur fixé sur une structure du fuselage où débouche une canalisation de ladite prise de pression statique, l'ensemble de réparation comprenant :
- [0018] - un doubleur de revêtement de fuselage dimensionné pour couvrir la partie en-

- dommagée, ledit doubleur comprenant une ouverture traversante configurée pour y loger l'obturateur,
- une cale d'obturateur configurée pour être positionnée et fixée contre la structure de fuselage, la cale d'obturateur étant configurée pour que la surface extérieure de l'obturateur présente une continuité de surface avec la surface du doubleur autour de l'ouverture traversante lorsque le doubleur est positionné sur le revêtement de fuselage, autour de la prise de pression statique.

[0019] Avantageusement, l'ensemble de réparation comprend des moyens de fixation à tête fraisée.

Brève description des dessins

[0020] Les caractéristiques de l'invention mentionnées ci-dessus, ainsi que d'autres, apparaîtront plus clairement à la lecture de la description suivante d'un exemple de réalisation, ladite description étant faite en relation avec les dessins joints, parmi lesquels :

[0021] [Fig.1] est une vue éclatée, illustrant un ensemble de réparation avant assemblage selon un mode de réalisation ;

[0022] [Fig.2] est un schéma de principe illustrant l'ensemble de réparation déjà représenté sur la [Fig.1], après assemblage sur le fuselage d'un aéronef ;

[0023] [Fig.3]] est un diagramme représentant des étapes d'un procédé de réparation selon un mode de réalisation, grâce à l'ensemble de réparation visible sur les [Fig.1] et [Fig.2] ; et,

[0024] [Fig.4] est une coupe de l'ensemble de réparation assemblé sur le revêtement de fuselage de l'avion par application du procédé de réparation illustré sur la [Fig.3].

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION

[0026] La [Fig.1] représente une portion de revêtement extérieur de fuselage 10 d'un aéronef présentant une zone endommagée 10b à proximité d'une prise de pression statique 11. La portion de revêtement 10 est assemblée sur une structure de fuselage 100 agencée sous la forme d'un réseau de nervures et/ou de cadres et/ou d'autres éléments de la structure primaire de l'aéronef. La zone endommagée 10b est, selon l'exemple décrit, un enfoncement lié à un choc avec un oiseau. La proximité existante entre la zone enfoncée et la prise de pression statique 11 est telle que l'écoulement des lignes de fluide (d'air) pendant les phases de vol de l'aéronef n'est pas conforme aux conditions nominales prévues d'aérodynamisme requises pour garantir une bonne précision de la mesure de la vitesse air. En effet, si les lignes de fluides ne s'écoulent pas dans une direction identique à celle attendue, une pression dynamique est potentiellement détectée dans la canalisation de prise de pression statique, ce qui fausse par voie de conséquence la mesure de la vitesse air. La prise de pression statique 11 comprend l'extrémité d'une canalisation 15 de prise de pression statique qui débouche, via une

ouverture 13b réalisée dans la structure 13 du fuselage, à l'extérieur de l'aéronef. La prise de pression statique 11 permet d'obtenir dans la canalisation 15 de prise de pression statique, une pression représentative de la pression d'air à l'extérieur de l'aéronef. L'extrémité de la canalisation 15 de prise de pression statique est agencée de sorte à présenter un angle droit par rapport aux lignes d'écoulement de l'air à l'endroit extérieur où débouche la canalisation 15 sur la paroi du fuselage (sur le revêtement extérieur de fuselage). Un obturateur 12 permet de couvrir la prise de pression statique 15 et son environnement immédiat, et donc l'ouverture 13b de la structure 13 traversée par la canalisation 15 de prise de pression statique 11. L'obturateur 12 présente une ouverture 12b de prise de pression statique, agencée en regard de l'extrémité de la canalisation 15 de prise de pression statique débouchant à la surface du fuselage de l'aéronef. Le plus généralement, la prise de pression statique d'un aéronef est agencée à l'avant de la cellule de l'aéronef, sous le poste de pilotage. Selon les modèles d'aéronef, l'obturateur de prise de pression statique peut comprendre plus d'une ouverture de prise de pression statique. Ainsi, sur des avions de ligne de grand gabarit, l'obturateur comprend classiquement plusieurs ouvertures disposées en forme de croix ou de rosace comprenant le plus souvent une ouverture centrale, une ouverture supérieure, une ouverture inférieure, une ouverture avant et une ouverture arrière. Par mesure de simplification, une seule ouverture 12b est représentée sur l'obturateur 12. Avantagusement, un ensemble (ou kit) de réparation est proposé permettant de diminuer de manière importante le temps d'intervention sur l'aéronef comprenant la portion de revêtement extérieur de fuselage 10. L'ensemble de réparation comprend un doubleur de revêtement de fuselage 16, encore appelé ici doubleur de revêtement 16 ou doubleur 16, ainsi qu'une première cale 17 et une deuxième cale 18, laquelle deuxième cale 18 est utilisée comme cale de réglage. Ainsi les deux cales 17 et 18 peuvent coopérer pour constituer une cale d'épaisseur réglable. Plus précisément, la première cale 17 permet d'ajouter une épaisseur fixe entre la structure 13 et l'obturateur 12 et la deuxième cale 18, en matériau pelable, permet d'ajouter une épaisseur variable à l'épaisseur fixe. En effet, la deuxième cale 18 étant réalisée dans un matériau pelable, son épaisseur est ajustable différemment en plusieurs points. Par exemple, la deuxième cale 18 peut présenter, après pelage (donc après réglage de son épaisseur), des épaisseurs distinctes selon l'endroit précis considéré. Ainsi, un premier coin de la deuxième cale 18 peut présenter une épaisseur différente de celle d'un deuxième coin de la cale 18, si la cale 18 présente une forme parallélépipédique. Le doubleur 16 comprend une ouverture 16b configurée pour y loger l'obturateur 12. Bien évidemment, les première et deuxième cales 17 et 18 présentent chacune une ouverture centrale pour le passage de l'air, ou encore pour le passage de l'extrémité de la canalisation 15 de prise de pression statique, selon l'agencement de cette dernière en vue de

pouvoir opérer une prise de pression statique. La première cale 17 comprend une ouverture 17b et la deuxième cale 18 comprend une ouverture 18b. Selon un mode de réalisation de l'invention, l'ensemble de réparation comprend en outre, une ou plusieurs cales de comblement à découper pour combler la ou les parties endommagées du revêtement de fuselage, telle que la cale de comblement 19 illustrée sur la [Fig.1] et prévue pour combler une découpe réalisée autour de la zone endommagée 10b. La cale de comblement 19 peut être avantageusement fixée sur le doubleur 16, du côté intérieur de celui-ci, afin d'éviter une accumulation d'eau dans une ou plusieurs parties enfoncées du revêtement de fuselage, et d'éviter en conséquence l'apparition de phénomènes de corrosion. Chaque cale de comblement utilisée pour ce faire doit être découpée pour en ajuster les dimensions à une découpe préalablement opérée dans le revêtement extérieur de fuselage. Ainsi, pour chaque zone endommagée du revêtement extérieur de fuselage, une découpe est faite autour de la zone visant à retirer toute la zone endommagée et la cavité résultant de la découpe est comblée avec une portion de cale de comblement. Avantageusement, le doubleur 16 est fixé sur le revêtement extérieur de fuselage au moyen d'éléments de fixation à têtes fraisées, de sorte à éviter que les éléments ne fassent saillie sur la surface du fuselage et ne perturbent l'écoulement des lignes d'air dans la zone de revêtement autour de la prise de pression statique. Selon un mode de réalisation, les fixations nominales sont remplacées par des fixations à têtes fraisées. Avantageusement, les dimensions du doubleur 16 sont adaptées aux dimensions de la zone endommagée de la partie endommagée 10 de fuselage. Les zones présentant des variations d'état de surface induites par un choc ou une déformation d'origine quelconque doivent être recouvertes par le doubleur 16. En outre, les bords du doubleur 16 doivent être suffisamment éloignés de la prise de pression statique 11 (ou plus précisément de l'ouverture ou des ouvertures 12b de l'obturateur 12 assemblé sur la prise de pression statique 11) pour éviter que le relief que présente un bord extérieur du doubleur ne puisse provoquer une turbulence susceptible d'altérer l'écoulement de l'air au niveau de la prise de pression statique 11. Les dimensions du doubleur 16 peuvent être avantageusement déterminées pour couvrir plusieurs zones enfoncées ou endommagées du revêtement extérieur de fuselage.

[0027] La [Fig.2] illustre schématiquement l'environnement de la prise de pression statique 11 après réparation de la partie endommagée 10 de revêtement extérieur de fuselage à proximité de la prise de pression statique 11. Le doubleur 16 est assemblé sur la partie 10 de revêtement extérieur de fuselage après que la ou les zones endommagées aient été découpées et comblées chacune par des cales de comblement (semblables à la cale de comblement 19 illustrée sur la [Fig.1]). La prise de pression statique 11 débouche au niveau l'ouverture 12b agencée dans l'obturateur 12. L'obturateur 12 de prise de

pression statique est positionné dans l'ouverture 16b agencée dans le doubleur 16 de revêtement extérieur de fuselage. Des éléments de fixation de type vis à tête fraisée sont utilisés pour opérer une fixation serrée du doubleur sur le fuselage. Selon l'exemple décrit, les éléments de fixation 1610 et 1620 sont insérés dans des nervures (ou cadres) de la structure primaire 100 du fuselage. Bien évidemment de nombreux autres éléments de fixation similaires sont utilisés pour la fixation du doubleur 16 sur le revêtement extérieur de fuselage, mais ne sont pas représentés sur les figures, aux fins d'en faciliter la lecture. Avantagement, les dimensions minimales du doubleur 16, et notamment sa dimension minimale selon l'axe longitudinal de l'aéronef sont définies par des essais aérodynamiques préalablement réalisés au sol et/ou en vol lors de phases de conception et d'essais appliquées au type d'aéronef concerné (sur lequel le doubleur 16 peut être monté) ou encore par modélisation. Selon un mode de réalisation de l'invention, la dimension maximale du doubleur 16 en hauteur est établie par rapport aux dimensions d'un panneau de revêtement extérieur de fuselage sur lequel le doubleur est assemblé ou encore en fonction des dimensions des espaces inter cadres de la structure primaire du fuselage dans l'environnement de la prise de pression statique. Par exemple, s'agissant de la hauteur du doubleur 16, la dimension maximale est préférentiellement limitée à la moitié de la hauteur totale du panneau de fuselage sur lequel le doubleur est fixé, pour éviter que le doubleur 16 ait une influence trop importante sur le comportement mécanique de ce panneau de fuselage (résistance, profil vibratoire, etc.).

- [0028] La [Fig.3] est un diagramme illustrant des étapes essentielles d'un procédé de réparation de la partie endommagée 10 d'un revêtement extérieur de fuselage utilisant l'ensemble de réparation précédemment décrit comprenant le doubleur 16 et les cales 17 et 18. L'étape S0 est une étape initiale au terme de laquelle l'aéronef présentant au moins une zone endommagée de revêtement extérieur de fuselage dans sa partie endommagée 10 est disposé dans un site de maintenance et préparé pour la réalisation d'une réparation de la partie endommagée. Lors d'une étape S1, l'obturateur 12 de prise de pression statique, ainsi que la ou les cales d'origine de positionnement de l'obturateur 12 sont déposés et les zones endommagées sont découpées. On entend ici par cales d'origine, des cales positionnées à la fabrication de l'aéronef ou lors d'une précédente intervention de maintenance. La découpe réalisée permet une suppression systématique de toute modification de relief (creux ou bosse) induite par un choc. A cette étape, une inspection visuelle est classiquement pratiquée et un contrôle non destructif mettant en œuvre des courants de Foucault est réalisé, afin de vérifier l'absence de criques. Lors d'une étape S2, le doubleur 16 est assemblé sur le revêtement extérieur de fuselage puis une cale d'épaisseur ajustée est mise en place lors d'une étape S3 dans l'ouverture 16b du doubleur, laquelle est configurée pour être

disposée en regard de la position native de l'obturateur 12 de prise de pression statique. La cale d'épaisseur ajustée peut être une cale unique comprenant une épaisseur pelable ou encore une combinaison d'une première cale d'épaisseur fixe en matériau non pelable et d'une deuxième cale, en matériau pelable. Avantageusement, l'utilisation d'un matériau pelable pour une épaisseur de cale sous l'obturateur 12 permet de positionner et de fixer, lors d'une étape S4, l'obturateur 12 déposé lors de l'étape S1 (ou un nouvel obturateur similaire à l'obturateur 12), de sorte à supprimer tout désaffleurement de la surface de la partie 10 du fait d'une différence de niveau entre tout ou partie de la surface du doubleur 16 et tout ou partie de la surface de l'obturateur 12. Avantageusement, l'épaisseur de la partie pelable de la cale est déterminée de sorte à éviter toute discontinuité de surface autour de la prise de pression statique 11, soit en d'autres termes de sorte à garantir une continuité de surface entre la surface de l'obturateur 12 et la surface du doubleur 16. Selon un mode de réalisation préféré du procédé de réparation, la cale comprenant une épaisseur de matériau pelable est composée de la première cale 17, ayant vocation à réaliser un comblement, et de la deuxième cale 18, faite en matériau pelable, et qui a vocation à permettre d'ajuster l'épaisseur totale de cale entre la structure 13 sur laquelle prend appui la première cale 17 et l'obturateur 12 qui prend appui sur la deuxième cale 18, elle-même prenant appui sur la première cale 17. Selon un mode de réalisation de l'invention, le doubleur 16 est réalisé en matériau Alu Clad 2024T42 et la première cale 17 est réalisée en matériau Alu Clad 2024T3. Selon un mode de réalisation, l'épaisseur cumulée de la première cale 17 et de la deuxième cale 18 avant pelage est inférieure à l'épaisseur du doubleur 16 ou à l'épaisseur du revêtement extérieur de fuselage, ce qui permet de limiter les opérations de pelage pour supprimer un désaffleurement.

[0029] Avantageusement, la ou les cales de comblement (semblables à la cale de comblement 19 représentée sur la [Fig.1]), utilisées pour combler les zones endommagées découpées du revêtement extérieur de fuselage de la partie 10 endommagée, sont réalisées en matériau Alu Clad 2024T3.

[0030] L'obturateur 12 est lui aussi fixé au moyen d'éléments de fixation à têtes fraisées.

[0031] La [Fig.4] est une coupe verticale de la partie 10 de revêtement de fuselage après exécution du procédé de réparation illustré sur la [Fig.3], à l'aide de l'ensemble de réparation composé du doubleur 16, de la première cale 17 et de la deuxième cale, pelable, 18. L'extrémité 15 de la prise de pression statique est agencée face aux ouvertures de l'obturateur 12. L'obturateur 12 présente une forme complémentaire à l'ouverture 16b de logement de l'obturateur 12 agencée dans le doubleur 16 de revêtement extérieur de fuselage. Le doubleur 16 est fixé sur la partie 10 de revêtement extérieur de fuselage, précédemment endommagée. Les moyens de fixation ne sont pas représentés sur la [Fig.4], car ils ne sont pas utiles à une bonne compréhension de

l'invention.

[0032] L'absence d'affleurement entre la surface de l'obturateur 12 et la surface du doubleur 16 est avantageusement et astucieusement obtenue par ajustement de la cale pelable 18 superposée à la cale 17, les cales étant disposées (prises en « sandwich ») entre la structure 13 de fuselage autour de l'ouverture 13b permettant la prise de pression statique.

Revendications

- [Revendication 1] Procédé de réparation d'une partie endommagée (10) de revêtement extérieur de fuselage, ladite partie endommagée (10) de revêtement comprenant une prise de pression statique (11) autour de laquelle est agencé un obturateur (12) fixé sur une structure du fuselage (13) et comprenant une ouverture (12b) de prise de pression statique où débouche une canalisation (15) de prise de pression statique (11), le procédé étant caractérisé en ce qu'il comprend les étapes :
- déposer (S1) ledit obturateur (12) de la prise de pression statique (11),
 - poser (S2) et fixer (S2) un doubleur (16) de revêtement de fuselage dimensionné pour couvrir ladite partie endommagée (10), ledit doubleur (16) comprenant une ouverture traversante (16b) configurée pour y loger ledit obturateur,
 - positionner (S3) une cale (17, 18) contre ladite structure du fuselage (13), la cale (17, 18) étant configurée de sorte que la surface extérieure de l'obturateur (12) à poser présente une continuité de surface avec la surface dudit doubleur autour de l'ouverture traversante (16b),
 - poser ledit obturateur (12) sur ladite cale (17, 18) dans ladite ouverture (16b) agencée dans le doubleur (16) et fixer ledit obturateur (12) sur ladite structure (13) du fuselage.
- [Revendication 2] Procédé de réparation selon la revendication précédente dans lequel ladite cale d'obturateur (17, 18) comprend une épaisseur (18) de matériau pelable.
- [Revendication 3] Procédé de réparation selon la revendication précédente dans lequel ladite cale d'obturateur (17, 18) est composée d'une première cale (17) sur laquelle est posée une deuxième cale (18), ladite deuxième cale (18) étant faite dudit matériau pelable.
- [Revendication 4] Procédé de réparation selon l'une quelconque des revendications précédentes comprenant, préalablement à l'étape de positionnement (S2) dudit doubleur (16), une étape : découper la partie endommagée de revêtement, poser une cale de comblement (19) prenant la forme de ladite partie découpée avant endommagement.
- [Revendication 5] Procédé de réparation selon l'une quelconque des revendications pré-

cédentes comprenant, préalablement à la pose du doubleur (16) de revêtement, une étape de détermination de distances minimales entre ladite ouverture (12b) agencée dans l'obturateur (12) et des bords extérieurs du dudit doubleur (16).

[Revendication 6] Ensemble de réparation (16, 17, 18) d'une partie endommagée (10) de revêtement extérieur de fuselage, ladite partie endommagée (10) de revêtement comprenant une prise de pression statique (11) autour de laquelle est agencé un obturateur (12) fixé sur une structure du fuselage où débouche une canalisation (15) de ladite prise de pression statique (11), l'ensemble de réparation (16, 17, 18) étant caractérisé en ce qu'il comprend :

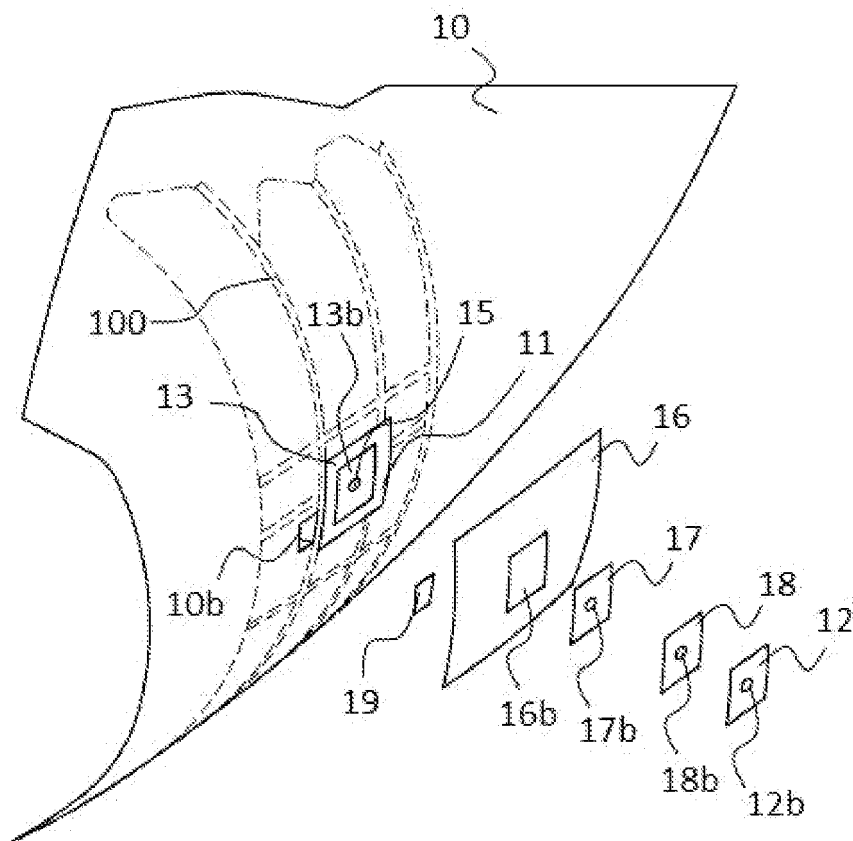
- un doubleur (16) de revêtement dimensionné pour couvrir ladite partie endommagée, ledit doubleur (16) comprenant une ouverture traversante (16b) configurée pour y loger ledit obturateur (12),
- une cale d'obturateur (17, 18) configurée pour être positionnée et fixée contre ladite structure (13) de fuselage, la cale d'obturateur (17, 18) étant en outre configurée pour que la surface extérieure de l'obturateur présente une continuité de surface avec la surface dudit doubleur (16) autour de l'ouverture traversante (16b) lorsque ledit doubleur (16) est positionné sur ledit revêtement de fuselage, autour de la prise de pression statique (11).

[Revendication 7] Ensemble de réparation (16, 17, 18) selon la revendication précédente dans lequel ladite cale d'obturateur (17, 18) comprend une épaisseur (18) de matériau pelable.

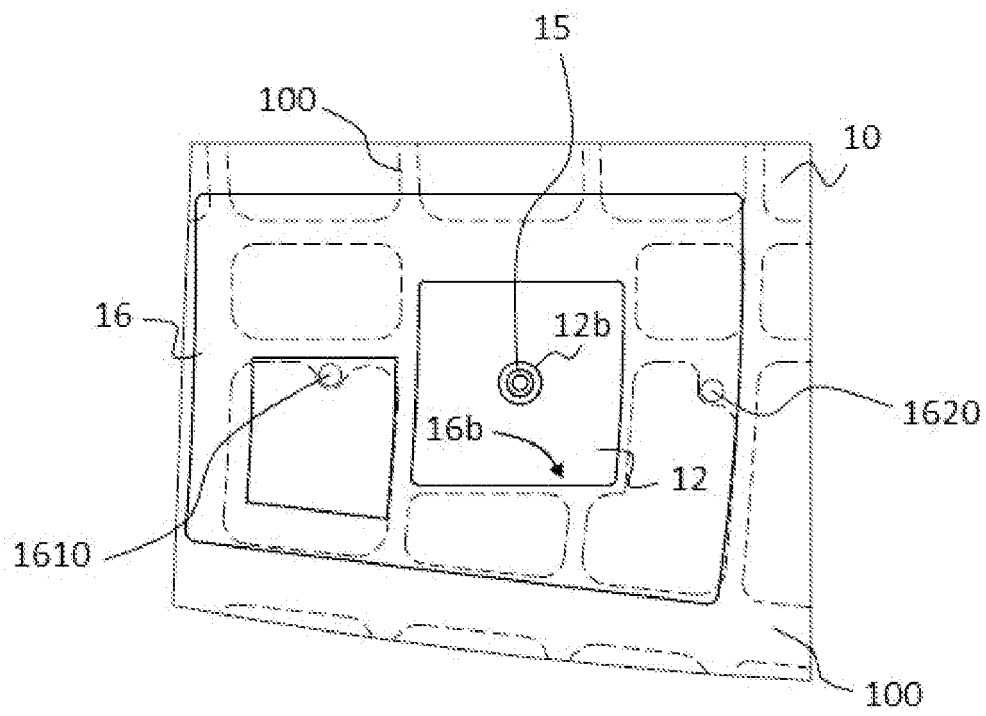
[Revendication 8] Ensemble de réparation (16, 17, 18) selon la revendication précédente dans lequel ladite cale d'obturateur (17, 18) est composée d'une première cale (17) sur laquelle est posée une deuxième cale (18), ladite deuxième cale (18) étant faite dudit matériau pelable.

[Revendication 9] Ensemble de réparation (16, 17, 18) selon l'une des revendications 6 à 8, comprenant des moyens de fixations à tête fraisée.

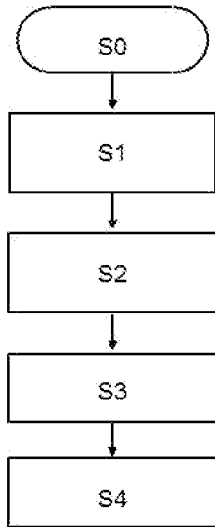
[Fig. 1]



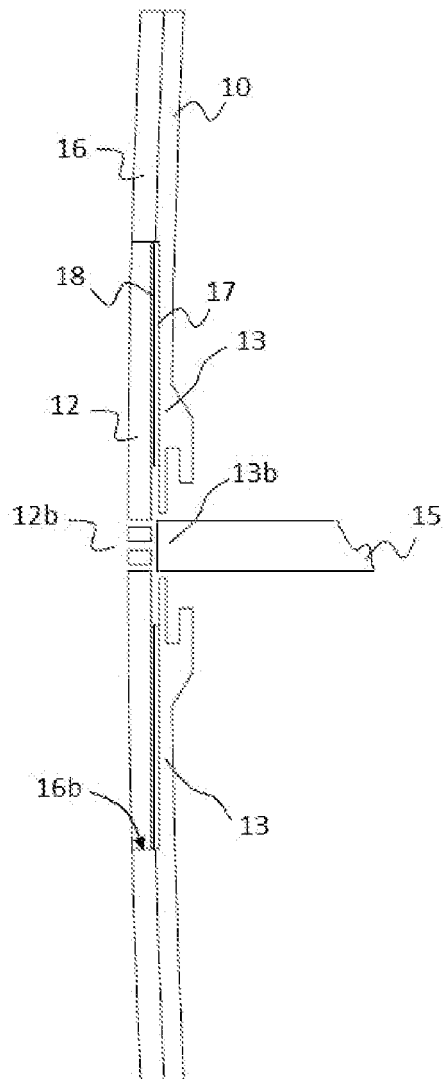
[Fig. 2]



[Fig. 3]



[Fig. 4]



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**

US 7 407 136 B2 (AEROCONTROLEX GROUP INC
[US]) 5 août 2008 (2008-08-05)

US 2021/175822 A1 (BAN DAYAN [CA] ET AL)
10 juin 2021 (2021-06-10)

FR 2 807 737 A1 (AEROSPATIALE MATRA AIRBUS
[FR]) 19 octobre 2001 (2001-10-19)

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

NEANT