

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

①① N° de publication : **3 095 476**  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)  
②① N° d'enregistrement national : **19 04325**  
⑤① Int Cl<sup>8</sup> : **F 02 K 1/44 (2019.01), F 02 C 7/24, F 02 K 3/02**

①②

## BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ ENSEMBLE POUR UNE TUYERE D'EJECTION DE TURBOMACHINE.

②② Date de dépôt : 24.04.19.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public  
de la demande : 30.10.20 Bulletin 20/44.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du  
brevet d'invention : 04.06.21 Bulletin 21/22.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de  
recherche :

*Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥⑥ Références à d'autres documents nationaux  
apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *SAFRAN CERAMICS Société  
Anonyme — FR.*

⑦② Inventeur(s) : *CONETE Eric et VANDELLOS  
Thomas.*

⑦③ Titulaire(s) : *SAFRAN CERAMICS Société  
Anonyme.*

⑦④ Mandataire(s) : *ERNEST GUTMANN-YVES  
PLASSERAUD SAS.*

FR 3 095 476 - B1



## **Description**

### **Titre de l'invention : ENSEMBLE POUR UNE TUYERE D'EJECTION DE TURBOMACHINE**

#### **Domaine technique de l'invention**

[0001] La présente invention concerne un ensemble pour une tuyère d'éjection de turbomachine. La présente invention concerne également une tuyère d'éjection et un aéronef comprenant un tel ensemble.

#### **Etat de la technique antérieure**

[0002] Un avion est propulsé par un ou plusieurs ensembles propulsifs 1 comprenant chacun une turbomachine 2 logée dans une nacelle tubulaire 3, comme cela est illustré à la figure 1. Chaque ensemble propulsif 1 est rattaché à un aéronef par un mât situé sous une aile ou au niveau du fuselage. Une turbomachine 2 de type turbo-réacteur à double flux comporte classiquement une veine 4 d'écoulement d'un flux primaire F1, dit chaud, entourée par une veine 5 d'écoulement d'un flux secondaire F2, dit froid. La nacelle 3 entourant la turbomachine comporte une lèvre d'entrée d'air amont 6, une structure axialement médiane 7 entourant une soufflante de la turbomachine, et un ensemble aval 8.

[0003] Les termes amont et aval sont définis par rapport au sens de circulation du flux de gaz au sein de la turbomachine 2. Par ailleurs, les termes axial, radial et circonférentiel sont définis par rapport à l'axe X de la turbomachine 2.

[0004] L'ensemble aval 8 comprend une structure interne fixe 9 (IFS) et une structure externe fixe 10 (OFS). Un mât de suspension (non représenté) supporte la turbomachine 2 et la nacelle 3.

[0005] La turbomachine 2 comporte une tuyère d'éjection aval 11, ladite tuyère d'éjection 11 comprenant un module radialement externe 12, également appelé tuyère commune ou tuyère primaire, et un module radialement interne 13, également appelé cône d'éjection ou arrière-corps central. Les modules interne 13 et externe 12 définissent la veine 4 d'écoulement du flux d'air primaire F1 issu de la turbomachine 2.

[0006] Comme illustré sur les figures 2 et 3, les modules interne 13 et externe 12 comportent chacun un ensemble 14 comprenant :

- une peau 15 tournée vers la veine primaire 4, en contact avec le flux d'air chaud primaire F1 issu de la turbomachine 2, ladite peau 15 comprenant une partie acoustique amont 15a comportant des perforations acoustiques et une partie aval 15b non acoustique, c'est-à-dire dépourvue de perforations acoustiques ;
- une peau structurante 16 opposée à la veine primaire 4, qui n'est pas en contact avec le flux primaire chaud F1, ladite peau 16 ne comportant pas de perforation

acoustique ;

- une structure acoustique 17 comprenant des cellules à âme alvéolaire, ladite structure 17 étant disposée entre la peau acoustique 15 et la peau structurante 16 et fixée à chacune des peaux par collage ou brasage.

- [0007] La peau structurante 16, la peau acoustique 15 et/ou la structure acoustique 17 de l'ensemble peuvent être réalisées en matériau composite à matrice céramique ou CMC, de façon à réduire la masse du système propulsif.
- [0008] Un tel système propulsif est notamment connu du document FR 2 949 820, au nom de la Demanderesse.
- [0009] Lorsque la turbomachine 2 est en fonctionnement, en particulier lors des phases dites transitoires de la turbomachine 2, les modules interne 13 et externe 12 peuvent être soumis à des températures ou gradients thermiques élevés, en particulier au niveau des peaux acoustiques 15 tournées vers la veine primaire 4. Les gradients thermiques entre les peaux 15 et 16 peuvent être compris entre 100 et 300°C, ce qui peut provoquer des phénomènes de dilatation différentiels entre la partie tournée vers la veine primaire 4 et la partie opposée, engendrant des contraintes thermomécaniques pouvant provoquer un décollement ou détachement de la structure acoustique 17 par rapport à la peau acoustique 15 et/ou par rapport à la peau structurante 16. Les phénomènes de dilatations différentielles sont encore accentués lorsque les différents éléments 15, 16, 17 sont réalisés dans des matériaux différents les uns par rapport aux autres.

### **Présentation de l'invention**

- [0010] L'invention vise à remédier à cet inconvénient, de manière simple, fiable et peu onéreuse.
- [0011] A cet effet, l'invention concerne un ensemble pour une tuyère d'éjection de turbomachine s'étendant circonférentiellement autour d'un axe, comprenant une peau comportant des perforations acoustiques, dite peau acoustique, destinée à être tournée vers une veine d'écoulement d'un flux de gaz de la turbomachine, une peau dite structurante et une structure acoustique alvéolaire montée radialement entre la peau acoustique et la peau structurante, caractérisé en ce que la structure acoustique est fixée à la peau structurante et n'est pas fixée à la peau acoustique.
- [0012] De cette manière, en cas de dilatations différentielles entre la peau acoustique, soumise à des températures élevées, et la peau structurante, soumise à des températures plus faibles, l'invention permet de réduire les risques de décollement ou de détachement de la structure acoustique par rapport à la peau structurante.
- [0013] La peau structurante peut être dépourvue de perforations acoustiques, situées en regard de la structure acoustique.
- [0014] La peau structurante peut présenter une épaisseur comprise entre 1 et 4 mm.

- [0015] La peau acoustique peut présenter une épaisseur comprise entre 0,5 et 2 mm.
- [0016] Les perforations acoustiques sont par exemple circulaires. Les perforations acoustiques peuvent présenter un diamètre compris entre 0,2 mm et 3 mm, par exemple entre 0,8 mm et 1,6 mm.
- [0017] La structure acoustique peut être fixée par collage ou brasage à la peau structurante.
- [0018] La peau acoustique, la peau structurante et/ou la structure acoustique peuvent être réalisées en matériau composite à matrice céramique.
- [0019] Un tel matériau permet notamment de réduire la masse de l'ensemble et de tenir à des niveaux thermiques jusqu'à 1000°C, non atteignable par les alliages métalliques à même densité.
- [0020] Le matériau composite comporte des fibres noyées dans une matrice, les fibres et/ou la matrice pouvant être à base carbure (carbure de silicium SiC,) ou à base oxyde (oxyde d'aluminium ou alumine Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, ou oxyde de silicium ou silice SiO<sub>2</sub>, par exemple).
- [0021] La structure acoustique peut comporter des premières cloisons s'étendant selon une première direction, par exemple une direction circonférentielle, et des secondes cloisons s'étendant selon une seconde direction, par exemple une direction axiale.
- [0022] Les premières cloisons et/ou les secondes cloisons peuvent comporter des fentes d'emboîtement complémentaires permettant l'assemblage des premières cloisons et des secondes cloisons les unes par rapport aux autres.
- [0023] Lesdites fentes peuvent être configurées pour réaliser un montage avec jeu dans la première direction et/ou dans la seconde direction, entre les premières et secondes cloisons.
- [0024] Un tel jeu autorise les dilatations de l'ensemble lorsque celui-ci est soumis à des contraintes thermiques en fonctionnement, en limitant les risques d'endommagement et de désolidarisation de la structure acoustique par rapport à la peau structurante.
- [0025] Les premières cloisons et/ou les secondes cloisons peuvent comporter une zone s'étendant radialement et des languettes s'étendant perpendiculairement à ladite zone radiale, lesdites languettes étant fixées à la peau structurante.
- [0026] Les premières cloisons et/ou les secondes cloisons peuvent également être dépourvues de telles languettes et peuvent être collées au niveau d'un bord à la peau structurante.
- [0027] Seules les premières cloisons ou seules les secondes cloisons peuvent être fixées à la peau structurante.
- [0028] Les cloisons qui ne sont pas fixées à la peau structurante sont fixées aux autres cloisons, par exemple par emboîtement à l'aide des fentes précitées.
- [0029] Seules des cloisons s'étendant axialement peuvent être fixées à la peau structurante, les cloisons s'étendant circonférentiellement n'étant pas fixées à ladite peau.

- [0030] On réduit ainsi encore les risques de décollement ou détachement de la structure acoustique par rapport à la peau structurante.
- [0031] L'invention concerne également une turbomachine comportant une tuyère d'éjection comportant une veine primaire délimitée entre un cône d'éjection radialement interne et une tuyère primaire annulaire, radialement externe, caractérisée en ce que la partie amont du cône d'éjection et/ou la tuyère primaire comportent un ensemble du type précité, la peau acoustique dudit ensemble délimitant la veine primaire, la peau structurante et/ou la peau acoustique étant fixées à un élément fixe de la turbomachine.
- [0032] La fixation de l'ensemble peut être réalisée par l'intermédiaire de boulons ou de rivets.
- [0033] L'extrémité amont de l'ensemble du cône d'éjection peut être fixée à un support fixe souple de la turbomachine.
- [0034] L'invention concerne également un aéronef comportant une turbomachine du type précité ou comportant un ensemble du type précité.

### **Brève description des figures**

- [0035] [fig.1] est une vue en coupe axiale d'un système propulsif comportant une turbomachine selon une forme de réalisation de l'art antérieur ;
- [0036] [fig.2] est une vue de détail de la zone II de la figure 1 ;
- [0037] [fig.3] est une vue de détail de la zone III de la figure 1 ;
- [0038] [fig.4] est une vue correspondant à la figure 2, illustrant une forme de réalisation de l'invention ;
- [0039] [fig.5] est une vue correspondant à la figure 3, illustrant une forme de réalisation de l'invention ;
- [0040] [fig.6] est une vue en perspective d'une partie d'une structure acoustique conformément à l'invention.

### **Description détaillée de l'invention**

- [0041] La figure 4 représente un ensemble 14 pour une tuyère d'éjection 11 de turbomachine 2 s'étendant circonférentiellement autour d'un axe correspondant à l'axe X de la turbomachine 2. Cet ensemble 14 est destiné à équiper le cône d'éjection 13 de la tuyère d'éjection 11.
- [0042] Les termes axial, radial et circonférentiel sont définis par rapport à l'axe de la tuyère d'éjection 11, qui correspond à l'axe X de la turbomachine 2. Par ailleurs, les termes amont et aval sont définis par rapport au flux de gaz au sein de la turbomachine 2.
- [0043] Cet ensemble 14 comporte une peau radialement externe 15 comportant des perforations acoustiques, dite peau acoustique 15, destinée à être tournée vers le veine 4 d'écoulement du flux primaire F1, une peau radialement interne 16 dite structurante et une structure acoustique alvéolaire 17 montée radialement entre la peau acoustique 15

et la peau structurante 16.

- [0044] La peau structurante 16 présente une épaisseur comprise entre 1 et 4 mm.
- [0045] La peau acoustique 15 présente une épaisseur comprise entre 0,5 et 2 mm.
- [0046] Les perforations acoustiques sont par exemple circulaires. Les perforations acoustiques présentent un diamètre compris entre 0,2 mm et 3 mm, par exemple entre 0,8 mm et 1,6 mm.
- [0047] Le positionnement des perforations acoustiques est réalisé selon un agencement défini en fonction de l'atténuation acoustique recherchée. Les perforations acoustiques sont situées axialement en regard de la structure acoustique 17.
- [0048] La peau structurante 16 peut être dépourvue de perforations acoustiques situées en regard de la structure acoustique 17.
- [0049] Comme cela est visible à la figure 6, la structure acoustique 17 comporte des cloisons 18 s'étendant selon la direction circonférentielle et des cloisons 19 s'étendant selon la direction axiale.
- [0050] Les cloisons axiales et circonférentielles 19, 18 comportent des fentes d'emboîtement complémentaires 20 permettant l'assemblage par emboîtement des cloisons axiales 19 et des cloisons circonférentielles 18 les unes par rapport aux autres.
- [0051] Ces fentes 20 peuvent être configurées pour réaliser un montage avec jeu dans la direction circonférentielle et/ou dans la direction axiale, entre les cloisons 18, 19.
- [0052] Les cloisons axiales 19 comportent chacune une section en forme générale de L, présentant une zone 19a s'étendant radialement et une ou plusieurs languettes 19b s'étendant circonférentiellement, perpendiculairement à ladite zone radiale 19a. Les languettes 19b s'étendent à l'extrémité radialement interne des cloisons axiales 19. Ces languettes 19b sont fixées à la peau structurante 16 par collage ou par brasage.
- [0053] Seules les cloisons axiales 19 sont fixées à la peau structurante 16. Aucune des cloisons 18, 19 n'est fixée à la peau acoustique 15.
- [0054] Les extrémités amont des peaux structurante et acoustique 16, 15 sont fixées à un support annulaire souple 21 du carter de la turbomachine. Les extrémités aval des peaux structurante et acoustique 16, 15 sont reliées à une partie aval 22 du cône d'éjection 13. La fixation des peaux 15, 16 sur le support souple 21 et sur la partie aval 22 du cône d'éjection 13 peut être réalisée par boulonnage ou par rivetage par exemple, comme cela est illustré schématiquement par l'intermédiaire de traits pointillés 23 à la figure 4.
- [0055] La peau acoustique 15, la peau structurante 16 et/ou la structure acoustique 17 peuvent être réalisées en matériau composite à matrice céramique. La peau structurante 16 et/ou la peau acoustique 15 sont monolithiques et sont composées d'une pluralité de plis de matériau composite superposés et polymérisés.
- [0056] Le matériau composite comporte des fibres noyées dans une matrice, les fibres et/ou

la matrice pouvant être à base carbure (carbure de silicium SiC,) ou à base oxyde (oxyde d'aluminium ou alumine Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> ou oxyde de silicium ou silice SiO<sub>2</sub>, par exemple).

[0057] Le matériau composite utilisé supporte une température au moins égale à 500°C.

[0058] La figure 5 illustre un ensemble 14 similaire à celui de la figure 4, destiné à équiper la tuyère primaire 12. Dans cet ensemble, la peau acoustique 15 est située radialement à l'intérieur, la peau structurante 16 étant située radialement à l'extérieur. Un capot 24 recouvre une partie de l'ensemble 14, radialement à l'extérieur, ledit capot 24 délimitant intérieurement une partie de la veine d'écoulement 5 du flux secondaire F2 de la turbomachine. L'ensemble 14 est fixé à une partie 25 du carter de la turbomachine 2, par l'intermédiaire de boulons ou de rivets non représentés.

[0059] Comme exposé précédemment, un tel ensemble 14 permet de limiter le décollement ou détachement de la structure acoustique 17 par rapport à la peau structurante 16, en particulier en cas de dilatation différentielles entre la peau acoustique 15, soumise à des températures élevées, et la peau structurante 16, soumise à des températures plus faibles.

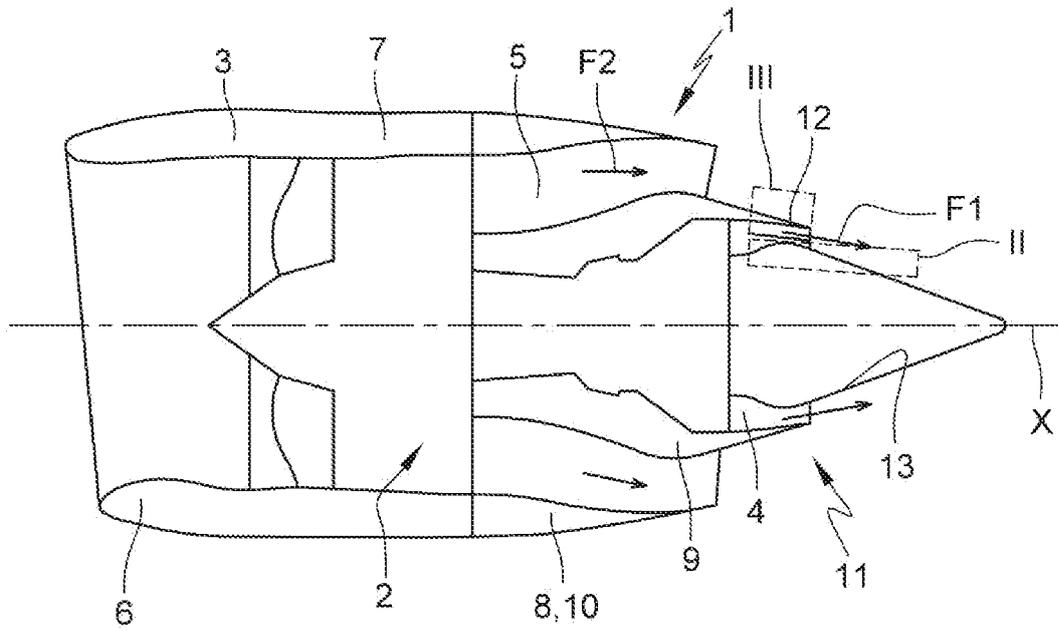
## Revendications

- [Revendication 1] Ensemble (14) pour une tuyère d'éjection (11) de turbomachine (2) s'étendant circonférentiellement autour d'un axe (X), comprenant une peau (15) comportant des perforations acoustiques, dite peau acoustique (15), destinée à être tournée vers une veine (4) d'écoulement d'un flux (F1) de gaz de la turbomachine (2), une peau dite structurante (16) et une structure acoustique (17) alvéolaire montée radialement et directement entre la peau acoustique (15) et la peau structurante (16), caractérisé en ce que la structure acoustique (17) est fixée à la peau structurante (16) et n'est pas fixée à la peau acoustique (15).
- [Revendication 2] Ensemble (14) selon la revendication 1, caractérisé en ce que la structure acoustique (17) est fixée par collage ou brasage à la peau structurante (16).
- [Revendication 3] Ensemble (14) selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que la peau acoustique (15), la peau structurante (16) et/ou la structure acoustique (17) sont réalisées en matériau composite à matrice céramique.
- [Revendication 4] Ensemble (14) selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que la structure acoustique (17) comporte des premières cloisons (18) s'étendant selon une première direction, par exemple une direction circonférentielle, et des secondes cloisons (19) s'étendant selon une seconde direction, par exemple une direction axiale.
- [Revendication 5] Ensemble (14) selon la revendication 4, caractérisé en ce que les premières cloisons (18) et/ou les secondes cloisons (19) comportent des fentes d'emboîtement complémentaires (20) permettant l'assemblage des premières cloisons (18) et des secondes cloisons (19) les unes par rapport aux autres.
- [Revendication 6] Ensemble (14) selon la revendication 5, caractérisé en ce que lesdites fentes (20) sont configurées pour réaliser un montage avec jeu dans la première direction et/ou dans la seconde direction, entre les premières et secondes cloisons (18, 19).
- [Revendication 7] Ensemble (14) selon l'une des revendications 4 à 6, caractérisé en ce que les premières cloisons (18) et/ou les secondes cloisons (19) comportent une zone (19a) s'étendant radialement et des languettes (19b) s'étendant perpendiculairement à ladite zone radiale (19a), lesdites languettes (19b) étant fixées à la peau structurante (16).
- [Revendication 8] Ensemble (14) selon l'une des revendications 4 à 7, caractérisé en ce

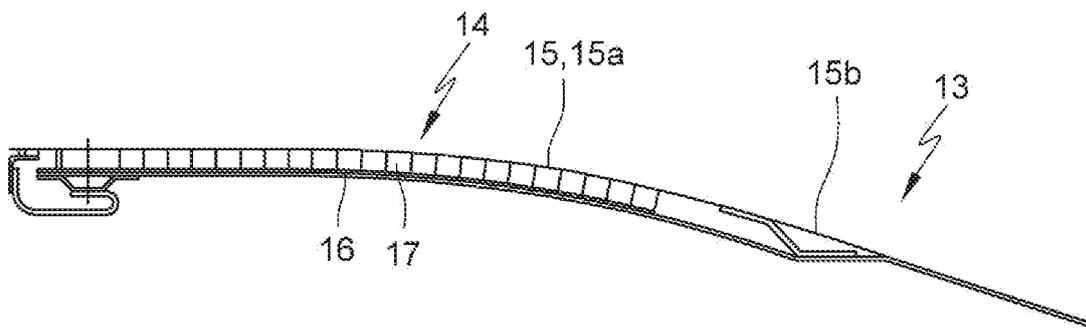
que seules les premières cloisons (18) ou seules les secondes cloisons (19) sont fixées à la peau structurante (16).

- [Revendication 9] Turbomachine (2) comportant une tuyère d'éjection (11) comportant une veine primaire (4) délimitée entre un cône d'éjection (13) radialement interne et une tuyère primaire annulaire (12), radialement externe, caractérisée en ce que la partie amont du cône d'éjection (13) et/ou la tuyère primaire (12) comportent un ensemble (14) selon l'une des revendications 1 à 8, la peau acoustique (15) dudit ensemble (14) délimitant la veine primaire (4), la peau structurante (16) et/ou la peau acoustique (15) étant fixées à un élément fixe de la turbomachine (2).
- [Revendication 10] Aéronef comportant une turbomachine (2) selon la revendication 9 ou comportant un ensemble (14) selon l'une des revendications 1 à 8.

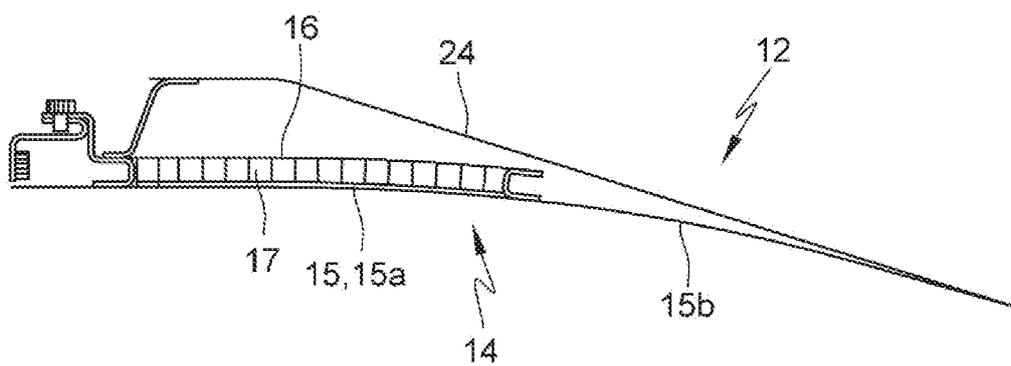
[Fig. 1]



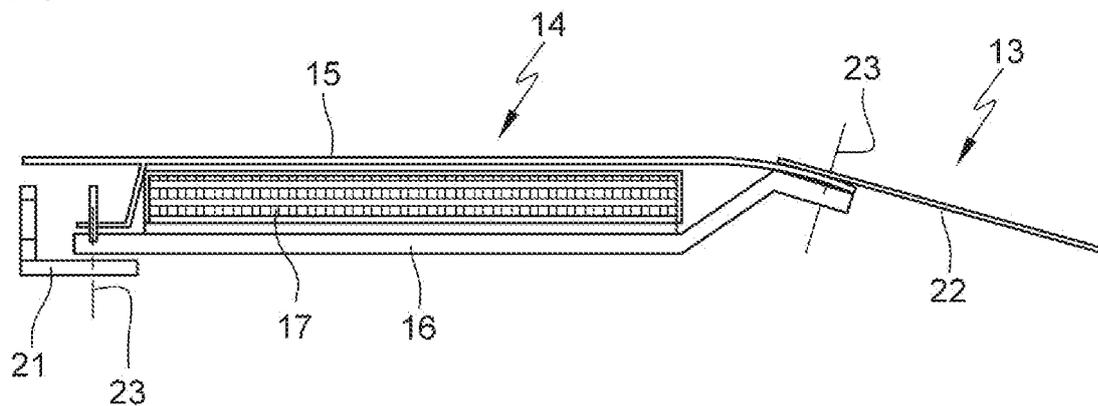
[Fig. 2]



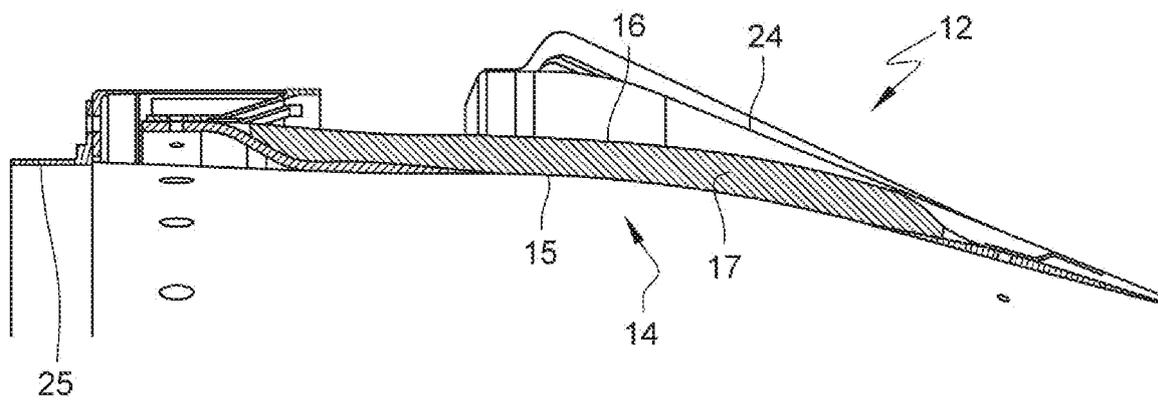
[Fig. 3]



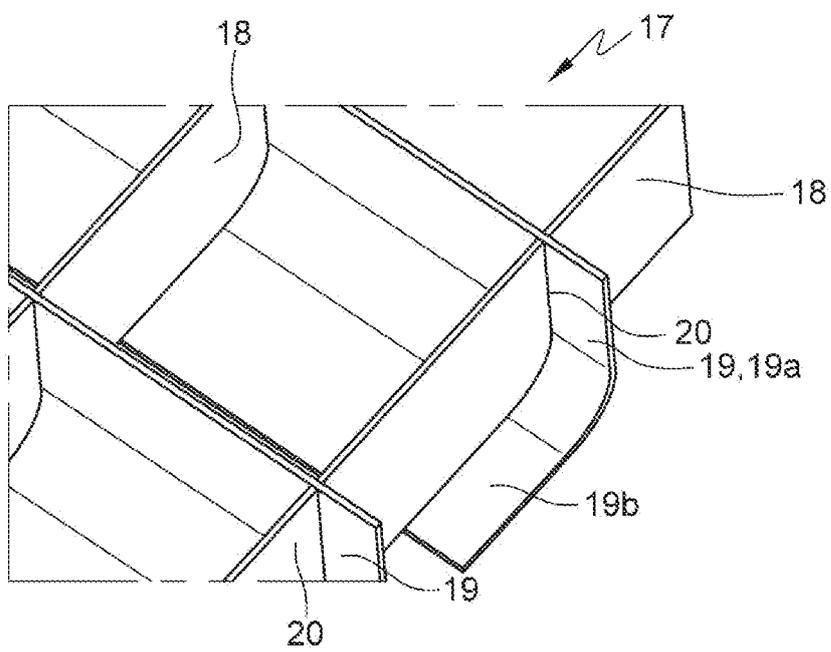
[Fig. 4]



[Fig. 5]



[Fig. 6]



# 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 (nouveauté) 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**

FR 2 949 820 A1 (AIRCELLE SA [FR])  
11 mars 2011 (2011-03-11)

EP 2 846 030 A1 (AIRBUS DEFENCE & SPACE  
GMBH [DE]; ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND [DE])  
11 mars 2015 (2015-03-11)

WO 2019/038506 A1 (SAFRAN NACELLES [FR];  
SAFRAN CERAM [FR])  
28 février 2019 (2019-02-28)

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

NEANT

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

NEANT