

⑫

BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ DISPOSITIF DE MESURE DE GRANDEURS AERODYNAMIQUES DESTINE A ETRE PLACE
DANS UNE VEINE D'ECOULEMENT D'UNE TURBOMACHINE.

②② Date de dépôt : 28.04.16.

③③ Priorité :

⑥① Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : SNECMA — FR.

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 03.11.17 Bulletin 17/44.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 20.04.18 Bulletin 18/16.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑦② Inventeur(s) : GIORDAN JEREMY et KOCKENPO
FLORIAN JOSEPH BERNARD.

⑦③ Titulaire(s) : SNECMA.

⑦④ Mandataire(s) : REGIMBEAU.

FR 3 050 823 - B1



**Dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques destiné à être
placé dans une veine d'écoulement d'une turbomachine**

DOMAINE DE L'INVENTION

5

La présente invention se rapporte au domaine général des dispositifs de mesure de grandeurs aérodynamiques, et notamment de pression et de température, dans la veine d'écoulement d'une turbomachine.

10

ETAT DE LA TECHNIQUE

15

La figure 1 représente de façon schématique une turbomachine 10 du type à double flux et double corps auquel s'applique en particulier l'invention. Bien entendu, l'invention n'est pas limitée à ce type particulier de turboréacteur et s'applique à d'autres architectures de turboréacteurs et notamment à double flux et double corps.

20

La turbomachine 10 comprend, d'amont en aval dans le sens de l'écoulement des gaz, une soufflante 11, un ou plusieurs étages de compresseurs 17, une chambre de combustion 14, un ou plusieurs étages de turbines 15 et une tuyère d'échappement des gaz.

25

Le turboréacteur comprend également un carter intermédiaire 20 ayant, de façon connue en soi, une fonction structurale (car les efforts sont transmis par son intermédiaire). En particulier, les moyens de fixation du turboréacteur à la structure de l'avion dans la partie avant sont solidaires du carter intermédiaire. Le carter intermédiaire 20 se compose d'un moyeu 25, d'une virole annulaire extérieure 24 disposée autour du moyeu de façon concentrique à celui-ci.

Le turboréacteur comprend deux veines coaxiales d'écoulement de flux gazeux, à savoir une veine d'écoulement de flux primaire (ou flux chaud) 12, et une veine d'écoulement de flux secondaire (ou flux froid) 13.

Dans le cadre d'essais sur une turbomachine, il est parfois nécessaire de réaliser des mesures des grandeurs aérodynamiques, notamment de pression et de température, du flux gazeux s'écoulant dans une veine d'écoulement 12 ou 13 d'une turbomachine.

En référence à la figure 1, il est connu de réaliser la mesure de ces grandeurs aérodynamiques au moyen d'un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques 1, placé sensiblement radialement dans une veine d'écoulement 12 ou 13 d'une turbomachine. Ce dispositif de mesure 1 porte généralement le nom de peigne de sondes.

Comme illustré sur la figure 2, le dispositif de mesure 1 comporte classiquement un corps 2 et une pluralité de capteurs 4 de grandeur aérodynamique placés dans le corps 2. Les éléments sensibles 47 des capteurs sont placés dans des buses 41 s'étendant en dehors du corps 2 au niveau du bord d'attaque, de manière à ce que l'air pénètre dans les buses et entre en contact avec les éléments sensibles 47 des capteurs. Les lignes d'instrumentations 45 des capteurs sont placées à l'intérieur du corps 2.

La présence du dispositif de mesure 1 dans la veine d'écoulement du flux 12 ou 13 génère des pertes de charge du fait que l'air contourne le dispositif de mesure 1.

Les pertes de charge créées par la présence du dispositif de mesure 1 dans la veine d'écoulement du flux 13 perturbent cet écoulement, ce qui a pour conséquence de perturber le fonctionnement de la turbomachine 10 et par conséquent de fausser les mesures de grandeurs aérodynamiques réalisées.

Il est connu de l'art antérieur des dispositifs de mesure 1, comme celui illustré sur la figure 3a, ayant un bord de fuite métallique 3 rapporté sur le

corps 2. La demande de brevet française portant le numéro de dépôt 1560803 par exemple décrit un tel dispositif de mesure 1. Le bord de fuite métallique 3 apporte une structuration suffisante au dispositif de mesure 1 permettant de limiter les entrées en résonnance sur les régimes de fonctionnement de référence de la turbomachine, cependant les éléments de fixations du bord de fuite 3 sur le corps 2 (goupilles, ou vis et écrous) risquent de se détacher lors du fonctionnement du moteur et de générer des dommages conséquents en aval sur le moteur.

Il est également connu de l'art antérieur des dispositifs de mesure, comme celui illustré sur la figure 3b, comportant un corps 28 en forme de U, la forme du U permet d'assurer la manipulation et l'installation des capteurs. Les capteurs sont mise en place dans le corps 28 en U et maintenue en position dans le corps par le moulage d'un élastomère 29 dans le corps en forme de U, la partie en élastomère 29 formant le bord de fuite aérodynamique. Il est possible d'enlever facilement le bord de fuite en élastomère 29 pour accéder aux capteurs afin de les remplacer en cas de détérioration. Cependant, le bord de fuite en élastomère 29 ne confère pas à la pièce un aspect structurant suffisant pour limiter les entrées en résonnance sur les régimes de fonctionnement de référence de la turbomachine.

Enfin, il est également connu de l'art antérieur des procédés de fabrication de dispositifs de mesure 1 permettant d'obtenir un dispositif de mesure 1 monobloc dont le corps et le bord de fuite forment une seule et même pièce évidé de conduits permettant le passage des lignes d'instrumentations. La demande de brevet FR 2 952 713, notamment, décrit un dispositif de mesure 1 monobloc dans lequel sont usinés des conduits pour les lignes d'instrumentations. Cependant ce dispositif de mesure ne comporte pas de bord de fuite aérodynamique et ne permet pas un remplacement aisé des capteurs en cas de détérioration.

EXPOSE DE L'INVENTION

Un but de l'invention est de proposer un dispositif de mesure permettant de limiter l'impact aérodynamique du dispositif de mesure lorsque celui-ci est
5 placé dans une veine d'écoulement d'une turbomachine tout en permettant un accès facile aux capteurs et en particulier aux lignes d'instrumentations des capteurs disposées dans le corps du dispositif de mesure.

Ces buts sont atteints dans le cadre de la présente invention grâce à un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques destiné à être placé dans
10 une veine d'écoulement d'une turbomachine, le dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques comportant :

- un corps comportant une partie rigide présentant un bord de fuite profilé et un bord d'attaque profilé,
- une cavité longitudinale ménagée dans la partie rigide,
- 15 - des buses ménagées dans la partie rigide au niveau du bord d'attaque, l'ensemble des buses communiquant avec la cavité longitudinale,
- une pluralité de capteurs comportant des lignes d'instrumentation et des éléments sensibles, les éléments
20 sensibles des capteurs étant placés dans les buses, de manière à ce que l'air circulant dans la veine d'écoulement pénètre dans les buses et entre en contact avec les éléments sensibles, les lignes d'instrumentation des capteurs étant disposées dans la cavité longitudinale ;

25 le dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques étant caractérisé en ce que une rainure longitudinale est ménagée dans une face latérale de la partie rigide, ladite rainure longitudinale communiquant avec la cavité longitudinale, le dispositif comportant en outre une partie élastique comblant la cavité longitudinale et la

rainure longitudinale, ladite partie élastique pouvant être détachée de la partie rigide pour permettre l'accès aux lignes d'instrumentation.

5 Le bord de fuite du corps du dispositif de mesure étant constitué par la partie rigide, il apporte une structuration suffisante au dispositif de mesure ce qui permet de limiter les entrées en résonance sur les régimes de fonctionnement de référence de la turbomachine et ainsi de limiter l'impact aérodynamique du dispositif de mesure lorsque celui-ci est placé dans une
10 veine d'écoulement d'une turbomachine.

Par ailleurs, la partie élastique peut facilement être retirée pour permettre un accès aisé aux capteurs en cas de dégradations de ceux-ci.

L'absence d'éléments de fixations d'un bord de fuite sur le corps principal prévient le risque de perdre des éléments dans la veine et
15 d'impacter les pièces moteur.

En outre, les lignes d'instrumentations sont coulées dans la partie élastique ce qui permet de prévenir les risques de détérioration de l'instrumentation par vibration lors d'un essai.

20 L'invention est avantageusement complétée par les caractéristiques suivantes, prises individuellement ou en l'une quelconque de leurs combinaisons techniquement possibles.

- la rainure longitudinale est ménagée en amont d'un axe d'épaisseur maximale du profil de la partie rigide profilée ;
- 25 - la distance entre la rainure longitudinale et le bord de fuite est supérieure à 50% de la corde du profil de la partie rigide profilée ;
- la partie rigide présente un module de Young de plus de 50GPa ;

6

- la partie élastique présente un module de Young de moins de 1GPa ;
- la partie rigide est en métal ;
- la partie élastique est en élastomère.

5

L'invention concerne également un procédé de fabrication d'un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'une des revendications précédentes, comportant les étapes suivantes :

- obtention de la partie rigide par fabrication additive ;
- 10 - positionnement des capteurs de manière à ce que les lignes d'instrumentations soient positionnées dans la cavité longitudinale, et que les éléments sensibles s'étendent dans les buses ;
- comblement de la cavité longitudinale et de la rainure
- 15 - longitudinale avec un matériau polymérisable ;
- polymérisation du matériau polymérisable de manière à former la partie élastique.

L'étape d'obtention de la partie rigide est faite par fusion laser.

20

L'invention concerne également un banc de test pour turbomachine, caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques tel que décrit plus haut.

25

L'invention concerne également un banc de test pour turbomachine, comportant un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques comme décrit plus haut.

DESCRIPTION DES FIGURES

D'autres objectifs, caractéristiques et avantages sortiront de la description détaillée qui suit en référence aux dessins donnés à titre illustratif et non limitatif parmi lesquels :

- la figure 1, discutée plus haut, est un schéma simplifié d'une turbomachine ;

- les figures 2, 3a, discutées plus haut, sont des vues en perspectives de dispositifs de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'art antérieur ;

- la figure 3b, discutée plus haut, est une vue en coupe d'un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'art antérieur ;

- la figure 4 est une vue en perspective d'un exemple de dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'invention ;

- la figure 5 est une vue en coupe du dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques de la figure 4 sur laquelle les capteurs n'ont pas été représentés ;

- la figure 6 est une vue en coupe du dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques de la figure 4 sur laquelle les capteurs sont représentés.

DESCRIPTION DETAILLEE DE L'INVENTION

En référence à la figure 1, les grandeurs aérodynamiques sont mesurées à l'aide d'un banc de test pour turbomachine comportant, une turbomachine 10, un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques 1 placé dans une veine d'écoulement 12 ou 13 de la turbomachine, et un calculateur 30.

En référence aux figures 4 à 6, le dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques 1 comporte un corps 2, et une pluralité de capteurs 4 de grandeur aérodynamique.

Le corps 2 comporte une partie rigide 21 et une partie élastique 25.

5 La partie rigide 21 a un module d'Young de plus de 50GPa., et typiquement compris entre 150GPa et 250GPa.

La partie rigide 21 est par exemple en métal ou en plastique rigide.

La partie rigide 21 du corps 2 présente deux faces longitudinales 22 opposées.

10 La partie rigide 21 du corps 2 est aérodynamiquement profilée pour réduire au maximum les pertes aérodynamiques introduites dans le flux lorsque le dispositif 1 est placé dans la veine d'écoulement 12 ou 13.

La partie rigide 21 du corps 2 présente un bord d'attaque 6 aérodynamiquement profilée et un bord de fuite 5 aérodynamiquement
15 profilée.

La partie rigide 21 du corps 2 a typiquement une section ayant un profil aérodynamique de type NACA.

Le bord d'attaque 6 est la partie avant d'un profil aérodynamique. En fonctionnement, lorsque le dispositif 1 est positionné dans la veine, le bord
20 d'attaque héberge le point de stagnation où l'écoulement est divisé en deux sections. Ce point de stagnation se déplace le long du profil en fonction de l'incidence. D'un point de vue géométrique, le bord d'attaque est le point à l'avant du profil où le rayon de courbure de la surface est minimal. Ce point est indépendant de l'écoulement; il permet de définir la ligne de corde ainsi
25 que les propriétés géométriques en découlant, telles que la ligne de corde ou l'axe d'épaisseur maximale du profil.

La ligne de corde est la droite passant par le bord d'attaque et le bord de fuite. Pour chaque section transversale du profil, l'axe d'épaisseur maximale

du profil est l'axe perpendiculaire à la ligne de corde au niveau duquel la section transversale du profil est la plus épaisse.

Le bord de fuite 5 est la partie arrière d'un profil aérodynamique. En fonctionnement, lorsque le dispositif 1 est positionné dans la veine, le bord de fuite est l'endroit où se rejoignent en un tourbillon les deux composantes du fluide séparé par le bord d'attaque. D'un point de vue géométrique, le bord de fuite 5 est le point à l'arrière du profil où deux faces longitudinales 22 opposées du corps se rejoignent en une arrête longitudinale.

10 Le corps 2 est dimensionné en vibratoire pour éviter que le dispositif 1 n'entre en résonance sur les régimes de fonctionnement de référence de la machine.

Le dispositif de mesure 1 pouvant être assimilé à une poutre encastree à une de ses extrémités, les fréquences propres sont données par la relation
15 suivante :

$$f_i = \frac{\alpha_i^2}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{K}{M}}$$

Avec :

- α_i^2 coefficient qui dépend de l'ordre du mode $i \in \{1, 2, \dots\}$ et des conditions d'accrochage

20 - L : longueur libre en porte-à-faux
- K : raideur
- M : masse.

La raideur K et la masse M du corps 2 sont choisies de manière à éviter que les fréquences propres du dispositif de mesure 1 correspondent aux
25 fréquences de vibration de la machine.

Comme illustré sur la figure 1, le corps 2 peut être positionné sensiblement radialement dans une veine d'écoulement. Le corps 2 peut également être positionné en flèche arrière dans la veine d'écoulement, c'est-à-dire que le centre de gravité de la partie proximale du corps est axialement plus en amont que le centre de gravité de la partie distale du corps.

Le corps 2 est fixé dans la veine par l'une ou par ses deux extrémités.

La partie rigide 21 du corps 2 comporte une platine de fixation 26 sur l'une de ses extrémités. En particulier, l'extrémité distale de la partie rigide 21 du corps 2 peut présenter une section coudée qui constitue la platine de fixation 26.

La platine de fixation 26 est adaptée pour être fixée au carter moteur 20, par exemple au bec de séparation flux primaire/secondaire ou à la virole annulaire extérieure 24.

La longueur du corps 2, c'est-à-dire sa dimension dans la direction longitudinale, est définie par la hauteur de veine où l'on souhaite mesurer les grandeurs aérodynamiques et dépend donc des dimensions de la turbomachine.

Une cavité longitudinale 24 est ménagée dans la partie rigide 21.

La cavité longitudinale 24 communique avec une ouverture 27 ménagée au niveau de la platine de fixation 26.

Une rainure longitudinale 23 est ménagée dans une face latérale 22 de la partie rigide 2, ladite rainure longitudinale 23 communiquant avec la cavité 24.

La rainure longitudinale 23 est ménagée dans une face latérale 22 de la partie rigide 2 en amont de l'axe d'épaisseur maximale du profil de la partie rigide profilée 21.

La distance entre la rainure longitudinale 23 et le bord de fuite 5 est avantageusement supérieure à 50% de la corde du profil de la partie rigide profilée 21.

5 Par ailleurs, la distance entre la rainure longitudinale 23 et le bord de fuite 5 est avantageusement inférieure à 85% de la corde du profil de la partie rigide profilée 21.

Des buses 41 sont ménagées dans la partie rigide 21 du corps 2 au niveau du bord d'attaque 6.

L'ensemble des buses 41 communiquant avec la cavité longitudinale 24.

10 Les buses 41 sont typiquement des conduits cylindriques.

Les buses 41 sont généralement uniformément réparties le long du bord d'attaque 5.

15 Les capteurs 4 comportent des éléments sensibles 47 et des lignes d'instrumentation 45.

Les capteurs 4 peuvent en particulier être des sondes de pression et de température.

20 A titre d'exemple, les sondes de température peuvent être du type capteur thermocouple, l'élément sensible 47 de la sonde étant constitué de deux métaux de résistivité différente connectés ensemble, de manière à générer une différence de potentiel que l'on peut relier à la température mesurée.

Une telle sonde de température est bien connue de l'homme du métier et ne sera donc pas décrite en détails ici.

25 A titre d'exemple, les sondes de pression peuvent notamment être des tubes d'instrumentation tels que des sondes de Kiel. De telles sonde de pression sont bien connues de l'homme du métier et ne seront donc pas décrites en détails.

Les capteurs 4 sont reliés au calculateur 30 par des lignes d'instrumentation 45 qui sont placées à l'intérieur de la rainure longitudinale 23.

5 Les lignes d'instrumentation 45 sont typiquement des capillaires pour les sondes de pression et des lignes thermocouples pour les sondes de température.

10 Les éléments sensibles 47 des capteurs sont placés dans les buses 41, de manière à ce que l'air circulant dans la veine d'écoulement pénètre dans les buses 41 et entre en contact avec les éléments sensibles 47 des capteurs.

Les lignes d'instrumentation 45 des capteurs sont disposées dans la cavité longitudinale 24. Elles sortent du corps 2 au niveau de l'ouverture 27 ménagée au niveau de la platine de fixation 26.

15 Le corps 2 présente en outre une partie élastique 25 comblant la cavité 24.

La partie élastique 25 est plus souple que la partie rigide 21. La partie élastique 25 a typiquement un module d'Young de moins de 1GPa.

20 La partie élastique 25 présente une adhérence par rapport à la partie rigide 21 suffisante pour que la partie élastiques 25 ne soit pas arrachée lors d'un essai mais suffisamment faible pour que la partie élastiques 25 puisse être détachée de la partie rigide 21 pour accéder aux lignes d'instrumentation 45 lorsque cela est nécessaire.

25 La partie élastique 25 est par exemple en élastomère, c'est-à-dire un polymère présentant des propriétés élastiques obtenues après réticulation.

Le dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques 1 peut être fabriqué selon un procédé comportant les étapes suivantes :

- obtention de la partie rigide 21 présentant la cavité longitudinale 24 et la rainure longitudinale 23 ;
- positionnement des capteurs 4 de manière à ce que les lignes d'instrumentations 45 soient positionnées dans la cavité 24, et que les éléments sensibles 47 s'étendant dans les buses 47 ;
- comblements de la cavité longitudinale 24 par un matériau polymérisable.

La partie rigide 21 est une pièce monobloc réalisée d'un seul tenant lors d'un même procédé de fabrication.

La partie rigide 21 peut notamment être réalisée par un procédé de fusion laser. Ce procédé de fusion laser permet de réaliser directement la cavité 24 et la rainure 23 lors de la construction par couche de la partie rigide 21. Le procédé de fusion laser ou procédé de frittage par fusion laser est un procédé connu de l'homme du métier et ne sera pas décrit plus en détails.

La cavité longitudinale 24 et la rainure 23 est ensuite comblée par un matériau polymérisable. Le matériau polymérisable est par exemple un élastomère polymérisable au contact avec l'air, comme les élastomères vulcanisables à froid ou RTV silicone ou un élastomère polymérisable à une certaine température comme les élastomères silicone vulcanisables à chaud.

Avant polymérisation, le matériau polymérisable est un liquide visqueux. Après polymérisation, le matériau polymérisable est un solide élastique. Le matériau polymérisable est coulé dans la cavité 24 et la rainure 23, puis polymérise soit en contact avec l'air soit par élévation de la température créant ainsi une adhérence entre la partie rigide 21 et le matériau polymérisé qui constitue alors la partie élastique 25.

REVENDICATIONS

1. Dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques destiné à être placé dans une veine d'écoulement d'une turbomachine, le
5 dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques comportant :

- un corps comportant une partie rigide présentant un bord de fuite profilé et un bord d'attaque profilé,
- une cavité longitudinale ménagée dans la partie rigide,
- des buses ménagées dans la partie rigide au niveau du bord
10 d'attaque, l'ensemble des buses communiquant avec la cavité longitudinale,
- une pluralité de capteurs comportant des lignes d'instrumentation et des éléments sensibles, les éléments sensibles des capteurs étant placés dans les buses, de manière
15 à ce que l'air circulant dans la veine d'écoulement pénètre dans les buses et entre en contact avec les éléments sensibles, les lignes d'instrumentation des capteurs étant disposées dans la cavité longitudinale ;

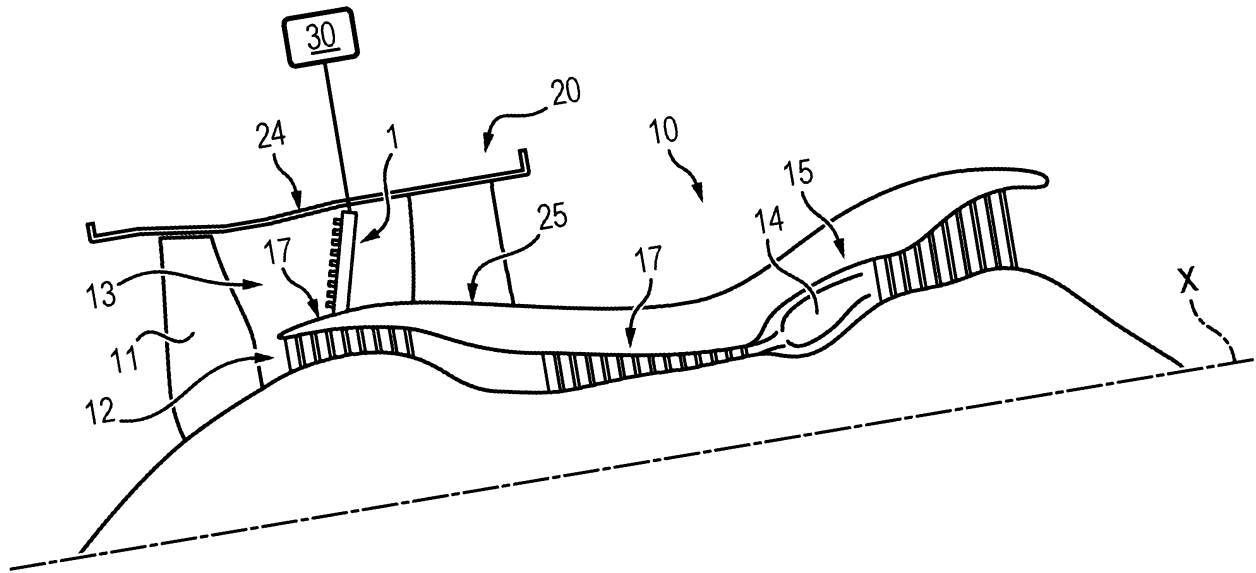
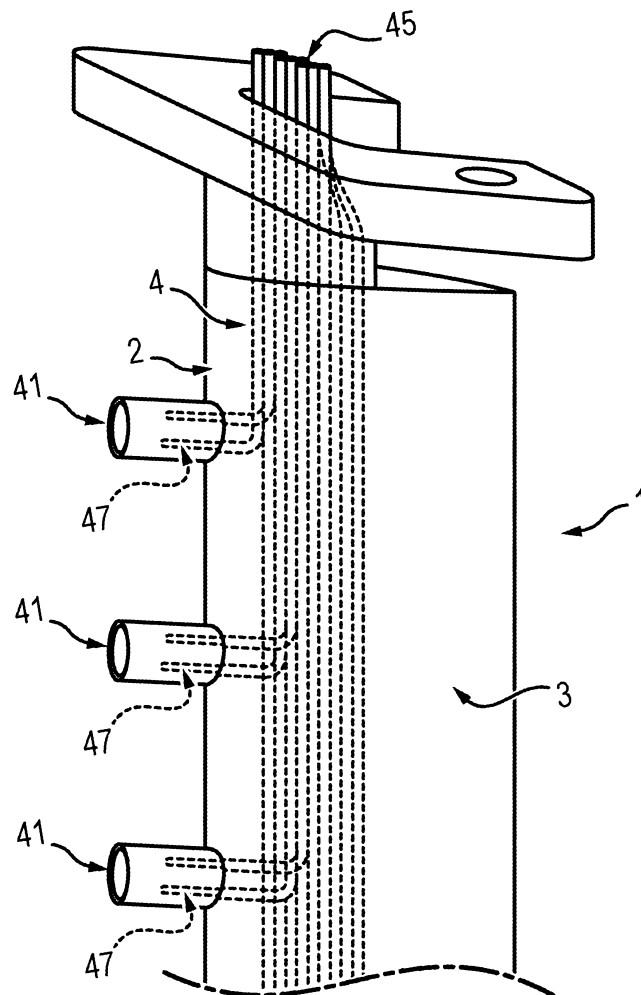
le dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques étant
20 caractérisé en ce que une rainure longitudinale est ménagée dans une face latérale (22) de la partie rigide, ladite rainure longitudinale communiquant avec la cavité longitudinale, le dispositif comportant en outre une partie élastique comblant la cavité longitudinale et la rainure longitudinale, ladite partie élastique pouvant être détachée
25 de la partie rigide pour permettre l'accès aux lignes d'instrumentation.

2. Dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon la revendication précédente, dans lequel la rainure longitudinale est

ménagée en amont d'un axe d'épaisseur maximale du profil de la partie rigide profilée.

- 5 3. Dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la distance entre la rainure longitudinale et le bord de fuite est supérieure à 50% de la corde du profil de la partie rigide profilée.
- 10 4. Dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques, selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la partie rigide présente un module de Young de plus de 50GPa.
- 15 5. Dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques, selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la partie élastique présente un module de Young de moins de 1GPa.
- 20 6. Dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la partie rigide est en métal.
7. Dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la partie élastique est en élastomère.
- 25 8. Procédé de fabrication d'un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'une des revendications précédentes, comportant les étapes suivantes :
- obtention de la partie rigide par fabrication additive ;

- positionnement des capteurs de manière à ce que les lignes d'instrumentations soient positionnées dans la cavité longitudinale, et que les éléments sensibles s'étendent dans les buses ;
 - 5 - comblement de la cavité longitudinale et de la rainure longitudinale avec un matériau polymérisable ;
 - polymérisation du matériau polymérisable de manière à former la partie élastique.
- 10 9. Procédé de fabrication d'un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon la revendication précédente, dans lequel l'étape d'obtention de la partie rigide est faite par fusion laser.
- 15 10. Banc de test pour turbomachine, caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif de mesure de grandeurs aérodynamiques selon l'une des revendications 1 à 7.

1/4**FIG. 1****FIG. 2**

2/4

FIG. 3a

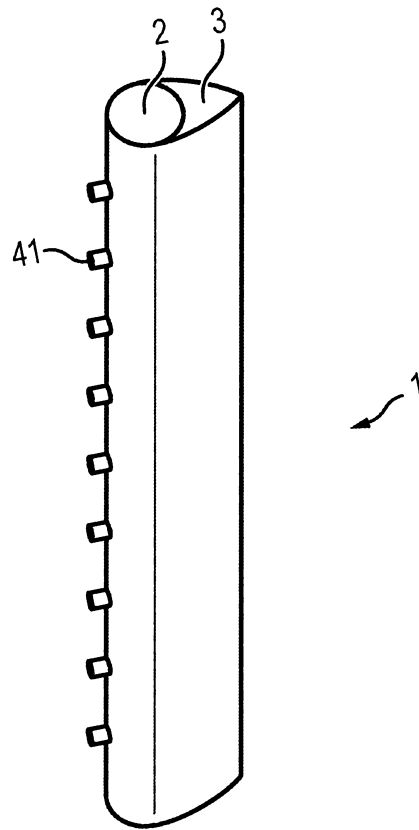
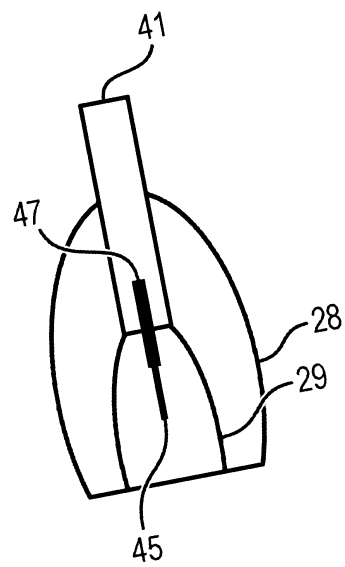


FIG. 3b



3/4

FIG. 4

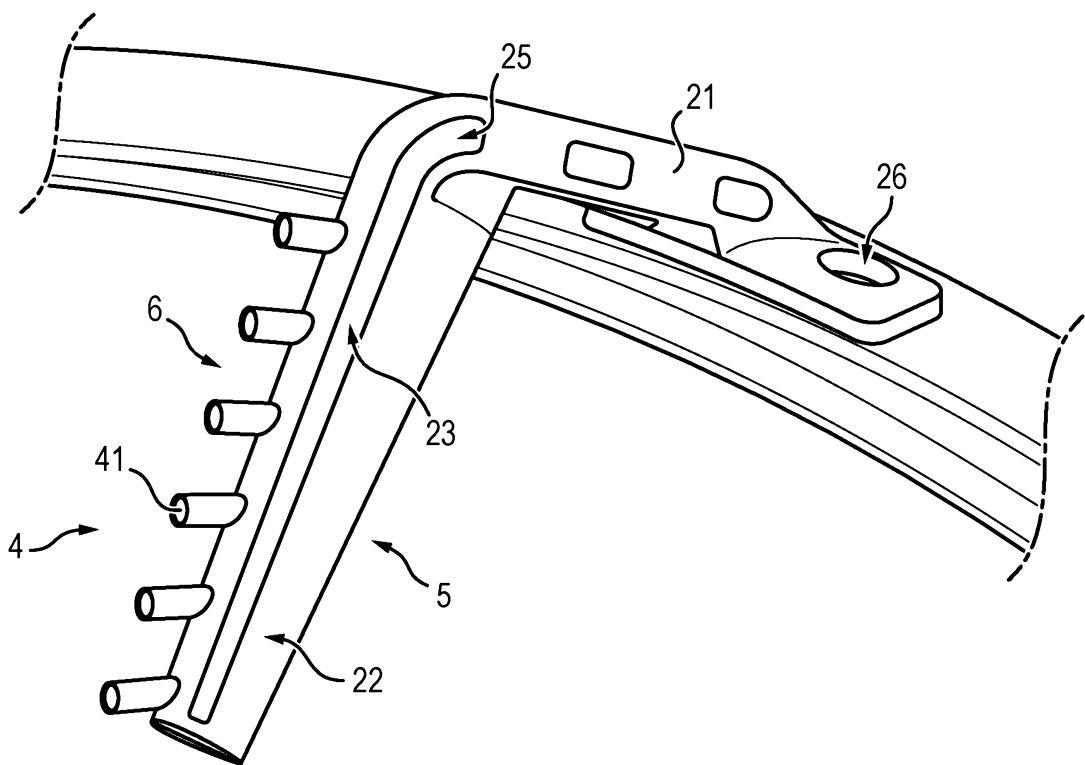


FIG. 5

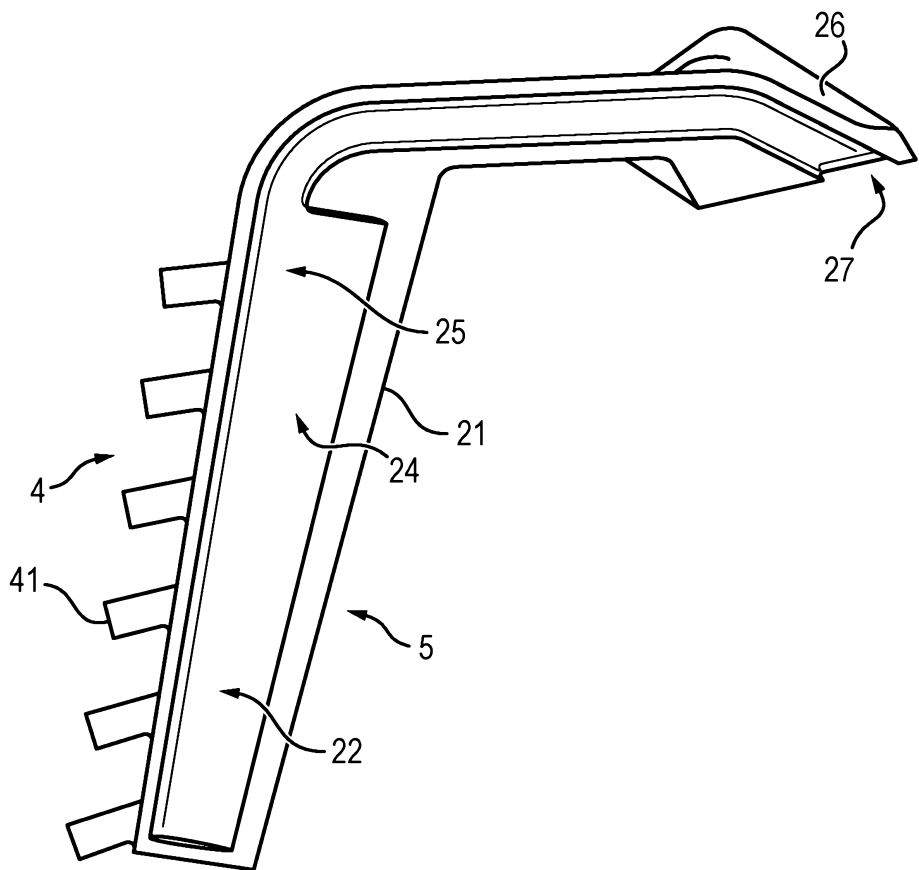
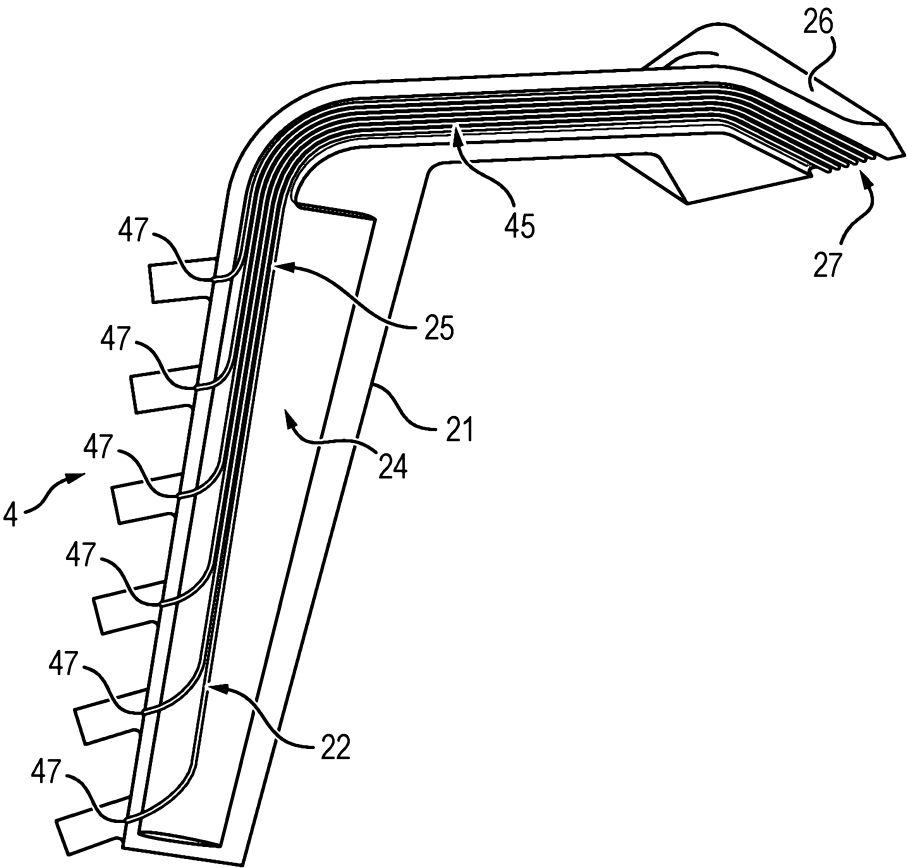


FIG. 6



RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-17 et R.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'ÉTABLISSEMENT DU PRÉSENT 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 CITÉS DANS LE PRÉSENT 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

DE 10 2008 025869 A1 (MTU AERO ENGINES GMBH [DE])
3 décembre 2009 (2009-12-03)

US 2010/158074 A1 (FORTIER REJEAN [CA] ET AL)
24 juin 2010 (2010-06-24)

US 4 275 603 A (KALOC SAY JOSEPH)
30 juin 1981 (1981-06-30)

FR 3 025 885 A1 (SNECMA [FR])
18 mars 2016 (2016-03-18)

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