

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication :

2 955 890

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

②1 N° d'enregistrement national :

10 50709

⑤1 Int Cl⁸ : F 01 D 11/24 (2006.01)

①2

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 02.02.10.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 05.08.11 Bulletin 11/31.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : SNECMA Société anonyme — FR.

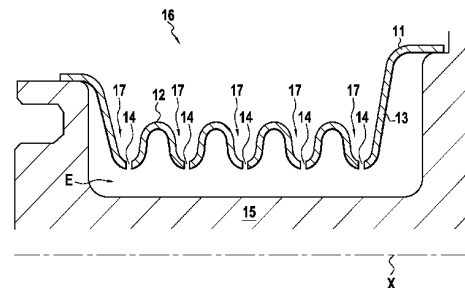
⑦2 Inventeur(s) : BACHA JEAN LUC, BERCHE EMMA-NUEL et JEANNEL DIDIER.

⑦3 Titulaire(s) : SNECMA Société anonyme.

⑦4 Mandataire(s) : CABINET BEAU DE LOMENIE.

⑤4 SECTEUR D'ANNEAU DE TURBINE DE TURBOMACHINE.

⑤7 Secteur d'anneau (16) turbine comportant une paroi (15) délimitant une veine aérodynamique orientée axialement dans laquelle s'écoulent des gaz, et une tôle multi-perforée (11) située à l'opposé de la veine aérodynamique par rapport à la paroi (15), ladite tôle multi-perforée (11) comprenant un fond (12) et des parois latérales (13), l'espace entre la paroi (15) du secteur d'anneau (16) et le fond (12) de la tôle multi-perforée (11) définissant un entrefer (E). La dite tôle (11) est ondulée de sorte que la valeur dudit entrefer (E) augmente et diminue successivement suivant la direction axiale (X) et/ou circonférentielle, et en ce que les perforations (14) de la tôle multi-perforée (11) se situent au niveau des minima de l'entrefer (E).



FR 2 955 890 - A1



L'invention concerne le domaine des turbomachines, plus particulièrement, le refroidissement des secteurs d'anneau de turbine de turbomachine. Elle s'applique à tout type de turbomachine, terrestre ou aéronautique, et notamment aux turbopropulseurs ou aux turboréacteurs d'avions.

Une turbomachine aéronautique comporte classiquement un compresseur, une chambre de combustion et une turbine. Le rôle de la turbine est d'assurer l'entraînement en rotation du compresseur en prélevant une partie de l'énergie de pression des gaz chauds sortant de la chambre de combustion et en la transformant en énergie mécanique.

La turbine, située en aval de la chambre de combustion, est l'organe de la turbomachine qui travaille dans les conditions les plus sévères. Elle est notamment soumise à des contraintes thermiques et mécaniques importantes générées par les gaz chauds en sortie de chambre.

Une turbine comprend classiquement au moins un distributeur, constitué d'une grille d'aubes fixes par rapport au carter de la turbomachine, et au moins une roue mobile, comportant un ensemble d'aubes mobiles susceptibles d'être mis en rotation.

Une roue mobile est entourée d'un anneau fixe solidaire du carter. Cet anneau a notamment pour fonction de reconstituer par sa surface intérieure la limite extérieure de la veine aérodynamique. Le plus souvent, cet anneau peut être constitué d'une pluralité de secteurs. En raison de son exposition permanente aux gaz chauds, un anneau de turbine présente une durée de vie réduite. Il est donc nécessaire de le refroidir pour lui conférer une bonne tenue à haute température.

Une solution de refroidissement connue consiste à munir l'anneau de turbine de tôles multi-perforées entourant ledit anneau. Une solution de ce type est décrite, par exemple, dans le document EP0893577. La figure 1 représente un exemple de secteur d'anneau analogue à celui décrit dans le document EP0893577 où, un secteur d'anneau 6 de turbine comporte une paroi 5 délimitant une veine aérodynamique orientée axialement (selon l'axe X) dans laquelle s'écoulent des gaz. Une tôle multi-perforée 1 est située à l'opposé de la veine aérodynamique par rapport à la paroi 5. Ladite tôle multi-perforée 1 comprend un fond 2 et des parois latérales 3. L'espace (vide) entre la

paroi 5 du secteur d'anneau 6 et le fond 2 de la tôle multi-perforée 1 définit un entrefer E.

Dans un tel système, la direction axiale est définie par l'axe de rotation des aubes mobiles. Une direction radiale est définie par un rayon de disque perpendiculaire à l'axe de rotation des aubes mobiles et centré sur cet axe. La direction circonférentielle est la direction tangentielle définie par l'extrémité des aubes mobiles lorsqu'elles sont en rotation. Ces trois directions (axiale, radiale et circonférentielle) définissent un système de directions du type cylindrique (repère cylindrique). De plus, dans cet exemple, l'amont et l'aval sont définis par rapport au sens d'écoulement des gaz de refroidissement (de l'amont vers l'aval) à travers la tôle multi-perforée 1 (écoulement orienté vers la paroi 5 du secteur d'anneau 6).

Dans cet exemple de l'art antérieur, l'entrefer E est constant. Des perforations 4 sont réparties sur le fond 2 de la tôle multi-perforée 1. Les perforations situées au centre du fond 2, selon la direction axiale, sont référencés 4C0. Les perforations qui bordent extérieurement les perforations 4C0 (les voisins immédiats selon la direction axiale) sont référencées 4C1. Les perforations qui bordent extérieurement les perforations 4C1 (les voisins immédiats extérieurs, selon la direction axiale) sont référencés 4C2, etc.

La figure 1A représente schématiquement les flux de gaz dans le secteur d'anneau de la figure 1. Des gaz de refroidissement traversent la tôle 1 par les perforations 4 sous forme de flux radial de gaz, et impactent la paroi 5 du secteur d'anneau 6 pour la refroidir. Après avoir impacté la paroi 5, les gaz sont déviés vers les côtés C de cette paroi 5. Ainsi, le flux radial F0 de gaz qui passe par les perforations centrales 4C0 donne naissance à un flux f0 orienté selon la direction axiale. Ce flux axial f0 de gaz (flux radial F0 dévié) vient cisailer le flux radial F1 de gaz sortant des perforations 4C1. L'efficacité du refroidissement par impact dû (uniquement) au flux radial F1 de gaz provenant des perforations 4C1 est donc amoindrie. De la même manière, le flux radial F1 de gaz provenant des perforations 4C1 est dévié selon la direction axiale par la paroi 5, et donne naissance à un flux axial f1 qui s'ajoute au flux axial f0 de gaz (flux radial F0 dévié) provenant des perforations 4C0, et vient cisailer le flux radial F2 de gaz provenant des perforations 4C2, et ainsi de suite. Ainsi le flux radial Fn (avec n nombre entier supérieur ou égal à 1) de gaz

provenant des perforations périphériques $4C_n$ impactant la paroi 5 est cisailé par le flux axial de gaz résultant de la déviation par la paroi 5 des flux radiaux $F_0, F_1 \dots F_{n-1}$ provenant des perforations situées plus au centre $4C_0, 4C_1 \dots 4C_{n-1}$. L'efficacité globale du refroidissement de la paroi 5 par impact est donc réduite à mesure que l'on s'éloigne du centre du fond 2 de la tôle 1. Le refroidissement du secteur d'anneau n'est donc pas homogène, le secteur d'anneau 6 étant mieux refroidi dans sa région centrale qu'à sa périphérie (selon la direction axiale).

La présente invention a pour but de proposer une solution à ce problème de refroidissement non-homogène du secteur d'anneau.

Pour atteindre ce but, l'invention a pour objet un secteur d'anneau de turbine comportant une paroi délimitant une veine aérodynamique orientée axialement dans laquelle s'écoulent des gaz, et une tôle multi-perforée située à l'opposé de la veine aérodynamique par rapport à la paroi, ladite tôle multi-perforée comprenant un fond et des parois latérales, l'espace entre la paroi du secteur d'anneau et le fond de la tôle multi-perforée définissant un entrefer, dans lequel la dite tôle est ondulée de sorte que la valeur dudit entrefer augmente et diminue successivement suivant la direction axiale et/ou circonférentielle, et en ce que les perforations de la tôle multi-perforée se situent au niveau des minima de l'entrefer.

Selon l'invention, dans une section axiale et/ou circonférentielle du secteur d'anneau, la tôle multi-perforée du secteur d'anneau est ondulée selon la direction axiale et/ou circonférentielle. Les perforations sont situées au niveau des minimas de l'entrefer. Ainsi, le flux radial de gaz de refroidissement par impact est canalisé au plus près de la paroi du secteur d'anneau. Une fois que le flux radial de gaz a impacté la paroi, il est dévié latéralement en un flux axial et/ou circonférentiel par celle-ci. Ce flux axial et/ou circonférentiel est canalisé entre la tôle multi-perforée et la paroi. L'entrefer étant croissant dans la direction axiale et/ou circonférentielle à partir de chaque perforation, la tôle multi-perforée et la paroi délimitent un canal divergent (appelé également « divergent »). Dans ce canal divergent, le flux axial et/ou circonférentiel de gaz subit une détente (i.e. sa pression diminue) de sorte que sa pression n'est plus suffisante pour cisailier le flux radial de gaz provenant de la perforation immédiatement voisine. Par conséquent le refroidissement par impact de

la paroi est plus efficace et plus homogène. On notera que la répartition des perforations du dispositif selon l'invention peut être uniforme ou non-uniforme. Ainsi, la répartition des trous peut-être adaptée à la répartition des zones chaudes du secteur d'anneau, et assurer un refroidissement homogène de ce dernier, par exemple par combinaison du refroidissement par impact (i.e. refroidissement par flux de gaz perpendiculaire à la paroi) et du refroidissement par convection (i.e. refroidissement par flux de gaz parallèle à la paroi).

Dans le cas où l'entrefer ne varie que dans une seule direction (i.e. la direction circonférentielle ou la direction axiale), des canaux sont formés et favorisent en outre l'évacuation des gaz de refroidissement vers la périphérie du secteur d'anneau, ce qui améliore l'homogénéité du refroidissement.

Dans le cas où l'entrefer varie dans la direction axiale et circonférentielle, la détente de chaque flux radial (ou flux dévié) se fait dans tout le plan d'impact du flux. Ainsi la détente est d'autant plus importante, et l'effet de cisaillement est d'autant plus atténué.

Avantageusement, la tôle multi-perforée du secteur d'anneau selon l'invention définit un canal convergent en amont d'au moins une perforation.

Ainsi, le flux de gaz de refroidissement subit une compression par le convergent qui le conduit jusqu'à la perforation. Ainsi, à la sortie des perforations la pression du flux radial d'impact est accrue. Le convergent permet également d'accentuer la différence de pression entre le flux radial et le flux axial et/ou circonférentiel, ce qui permet de s'assurer que ce dernier flux n'est pas en capacité de cisailer le flux radial.

Enfin, l'invention concerne également un anneau de turbine comportant au moins un secteur d'anneau tel que décrit ci-dessus, une turbine comportant un tel anneau, et une turbomachine comportant une telle turbine.

L'invention et ses avantages seront mieux compris à la lecture de la description détaillée qui suit de différents modes de réalisation donnés à titre d'exemples non limitatifs. Cette description fait référence aux figures annexées, sur lesquelles :

- la figure 1 est une section axiale d'un secteur d'anneau selon l'art antérieur, et la figure 1A est une représentation schématique des flux de gaz dans le secteur d'anneau de la figure 1,
- 5 - la figure 2 est une section axiale d'un secteur d'anneau selon un premier mode de réalisation, et la figure 2A est une représentation schématique des flux de gaz dans le secteur d'anneau de la figure 2,
- la figure 3 est une représentation en perspective d'un secteur d'anneau selon un second mode de réalisation,
- 10 - la figure 4 est une représentation en perspective supérieure d'un secteur d'anneau selon un troisième mode de réalisation.

Un premier mode de réalisation de l'invention est décrit en référence à la figure 2. Dans cet exemple, un secteur d'anneau 16 de turbine comporte une paroi 15 délimitant intérieurement une veine aérodynamique orientée axialement dans laquelle s'écoulent des gaz, et une tôle multi-perforée 11 située à l'extérieur de la paroi 15, c'est-à-dire à l'opposé de la veine aérodynamique par rapport à la paroi 15. Ladite tôle multi-perforée 11 comprend un fond 12 et des parois latérales 13. L'espace (vide) entre la paroi 15 du secteur d'anneau 16 et le fond 12 de la tôle multi-perforée 11 définit un entrefer E. Dans ce secteur d'anneau 16 ladite tôle 11 est ondulée de sorte que la valeur dudit entrefer E augmente et diminue successivement suivant la direction axiale (i.e. suivant l'axe X). En outre, les perforations 14 de la tôle multi-perforée 11 se situent au niveau des minima de l'entrefer E, c'est-à-dire dans les régions où la hauteur de l'entrefer E suivant la direction radiale est minimum.

Dans cet exemple la tôle multi-perforée 11 définit un canal convergent 17 en amont de chaque perforation 14. L'entrefer E varie périodiquement selon la direction axiale. En outre, dans cet exemple 30 l'entrefer E varie sensiblement sinusoïdalement selon la direction axiale.

La figure 2A est une représentation schématique des flux de gaz dans le secteur d'anneau de la figure 2. En amont de chaque perforation 14, le flux de gaz de refroidissement subit une compression dans chaque canal convergent 17. Ainsi la pression du flux radial F de gaz sortant de chaque perforation 14 est accrue et la pression d'impact de refroidissement sur la paroi 15 est d'autant plus importante. Les 35

convergençs 17 améliovent ainsi l'efficacité du refroidissement par impact de la paroi 15 par rapport à l'art.

Une fois que le flux radial F de gaz a impacté la paroi 15, il est dévié par cette dernière selon la direction axiale. A partir de chaque point d'impact (au droit de chaque perforation 14), l'entrefer E est croissant selon la direction axiale. Au niveau de chaque perforation 14, la tôle multi-perforée 11 et la paroi 15 délimitent un canal divergent selon la direction axiale. Ainsi, le flux axial f dérivé du flux radial F après impact subit une détente et sa pression devient suffisamment faible pour que ce dernier ne cisaille pas ou peu le flux radial F de gaz issu de la perforation 14 adjacente. En effet, après la détente, la pression du flux axial f est sensiblement inférieure à la pression du flux radial F (comprimé par le convergent 17), et le flux radial F est donc moins cisailé par le flux axial f que dans l'art antérieur. Le refroidissement est ainsi plus efficace et plus homogène.

De plus, la variation périodique selon la direction axiale de l'entrefer E permet une répartition homogène sur la paroi 15 des flux radiaux de refroidissement par impact. Ainsi, l'homogénéité du refroidissement par impact de la paroi 15 est améliorée.

En outre, dans ce premier mode de réalisation, la variation périodique de l'entrefer E selon la direction axiale suit une loi sensiblement sinusoïdale. Ce mode de réalisation particulier permet d'atteindre un compromis intéressant du point de vue de la facilité de mise en œuvre, de l'efficacité de refroidissement et de l'atténuation du phénomène de cisaillement. Bien évidemment, tout autre variation de l'entrefer (apériodique, périodique suivant une loi sensiblement carrée, triangulaire, en dent de scie etc.) pourrait être envisagée.

La figure 3 représente un second mode de réalisation selon l'invention. Ce second exemple est similaire au premier. La seule différence est l'orientation de la variation de l'entrefer E . Dans cet exemple, l'entrefer varie uniquement selon la direction circonférentielle (arc Y). Ainsi, l'entrefer E varie périodiquement et sensiblement sinusoïdalement selon la direction circonférentielle. Les descriptions et avantages du premier mode de réalisation s'appliquent également à ce second mode de réalisation (en comprenant « direction circonférentielle » au lieu « direction axiale »).

Dans cet exemple, en plus de permettre la détente (i.e. chute de pression) des flux circonférentiels dérivés des flux radiaux issus des perforations 24, la variation de l'entrefer E selon la direction circonférentielle (arc Y) permet de canaliser ces flux circonférentiels vers les côtés C de la paroi 25. En effet, dans le secteur d'anneau 26, la variation de l'entrefer E selon la direction circonférentielle forme des canaux 28 orientés selon la direction axiale (axe X), c'est-à-dire vers les côtés C de la paroi 25. Ces canaux 28 sont parallèles à l'alignement des perforations 24 (selon la direction axiale X). Les flux radiaux de refroidissement sont donc moins susceptibles d'être cisailés par les flux circonférentiels ainsi canalisés. Ces canaux 28 améliorent ainsi l'efficacité et l'homogénéité du refroidissement par impact de la paroi 25 par rapport à l'art antérieur.

La figure 4 représente un troisième mode de réalisation issu d'une combinaison du premier et du second mode de réalisation. Ainsi, l'entrefer E varie dans la direction axiale (axe X) et circonférentielle (arc Y). Ce troisième mode de réalisation présente en entrefer E ayant le même type de variation selon les deux directions axiales et circonférentielles (périodique, de même période, même phase et sensiblement sinusoïdale). Cependant, toute autre combinaison de variations dans les deux directions est envisageable. Il est ainsi possible de faire une distribution fine sur toute la surface de la paroi 35 des flux radiaux de refroidissement par impact. Le refroidissement de la paroi 35 du secteur d'anneau est donc particulièrement homogène grâce à la distribution fine des perforations 34 sur la tôle 31 et particulièrement efficace grâce aux ondulations dans les directions axiale et circonférentielle de la tôle 31 qui forme ainsi, avec la paroi 35, des divergents autour et à partir des perforations 34.

Selon une variante de ce troisième mode de réalisation, la distribution des flux radiaux (i.e. la distribution des convergents 37) permet de cibler une ou plusieurs zones préférentielles du secteur d'anneau, par exemple des zones particulièrement chaudes. Les zones particulièrement chaudes sont refroidies par impact, et les zones moins chaudes autour de ces zones particulièrement chaudes sont refroidies par convection, c'est-à-dire par les flux de gaz parallèles à la paroi 35 (i.e. par

les flux axiaux f). Ainsi, une distribution non homogène de flux axiaux permet un refroidissement homogène du secteur d'anneau.

On notera que les éléments communs aux premier, second et troisième modes de réalisation n'ont pas été décrits à nouveau, et voient
5 leur numérotation incrémentée de 10 (second mode de réalisation) ou de 20 (troisième mode de réalisation) par rapport au premier mode de réalisation.

RENDICATIONS

1. Secteur d'anneau (16, 26, 36) de turbine comportant une paroi (15, 25, 35) délimitant une veine aérodynamique orientée axialement dans laquelle s'écoulent des gaz, et une tôle multi-perforée (11, 21, 31) située à l'opposé de la veine aérodynamique par rapport à la paroi (15, 25, 35), ladite tôle multi-perforée (11, 21, 31) comprenant un fond (12, 22, 32) et des parois latérales (13, 23, 33), l'espace entre la paroi (15, 25, 35) du secteur d'anneau (16, 26, 36) et le fond (12, 22, 32) de la tôle multi-perforée (11, 21, 31) définissant un entrefer (E), caractérisé en ce que la dite tôle (11, 21, 31) est ondulée de sorte que la valeur dudit entrefer (E) augmente et diminue successivement suivant la direction axiale (X) et/ou circonférentielle (Y), et en ce que les perforations (14, 24, 34) de la tôle multi-perforée (11, 21, 31) se situent au niveau des minima de l'entrefer (E).
2. Secteur d'anneau (16, 26, 36) selon la revendication 1, dans lequel ladite tôle multi-perforée (11, 21, 31) définit un canal convergent (17, 27, 37) en amont d'au moins une perforation (14, 24, 34).
3. Secteur d'anneau (16, 26, 36) selon la revendication 1 ou 2, dans lequel l'entrefer (E) varie périodiquement selon la direction axiale (X) et/ou circonférentielle (Y).
4. Secteur d'anneau (16, 26, 36) selon la revendication 1 ou 2, dans lequel l'entrefer (E) varie sensiblement sinusoidalement selon la direction axiale (X) et/ou circonférentielle (Y).
5. Anneau de turbine comportant au moins un secteur d'anneau (16, 26, 36) selon l'une quelconque des revendications précédentes.
6. Turbine comportant un anneau selon la revendication précédente.
7. Turbomachine comportant une turbine selon la revendication précédente.

1/3

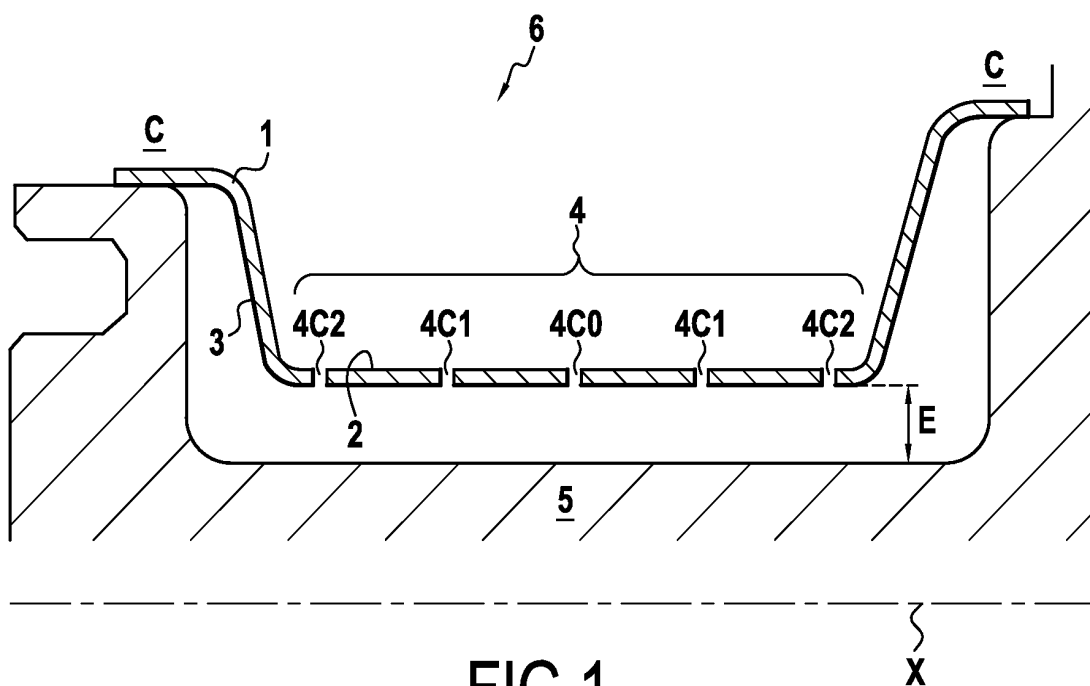


FIG. 1
ART ANTERIEUR

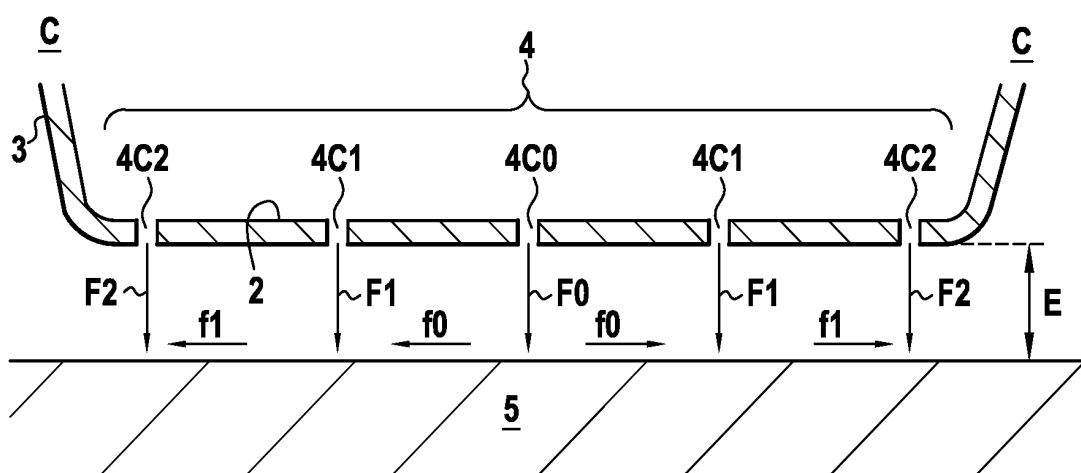


FIG. 1A
ART ANTERIEUR

2/3

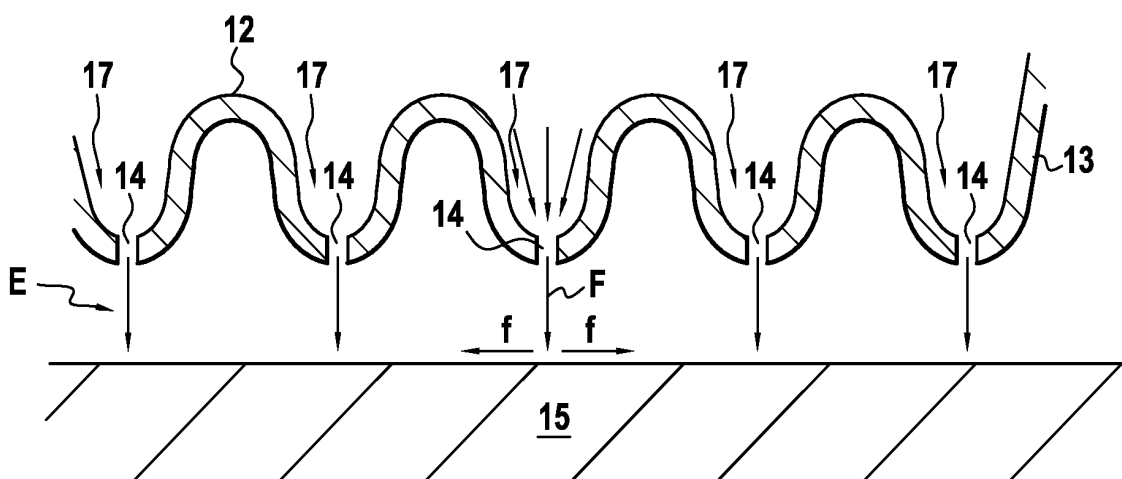
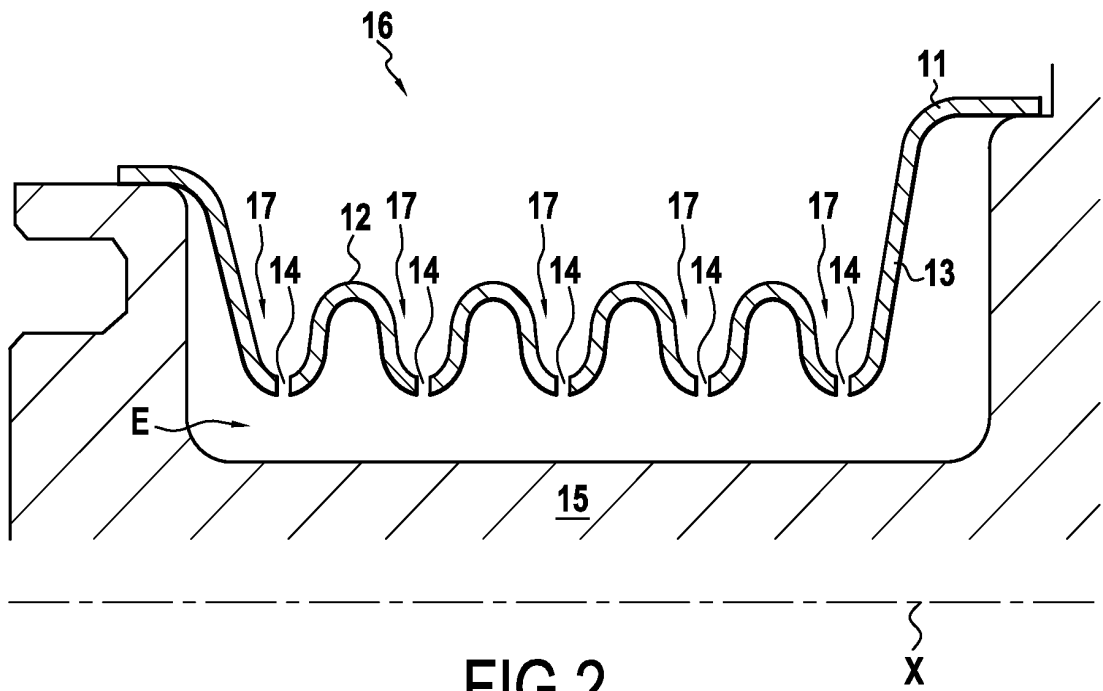


FIG. 2A

3/3

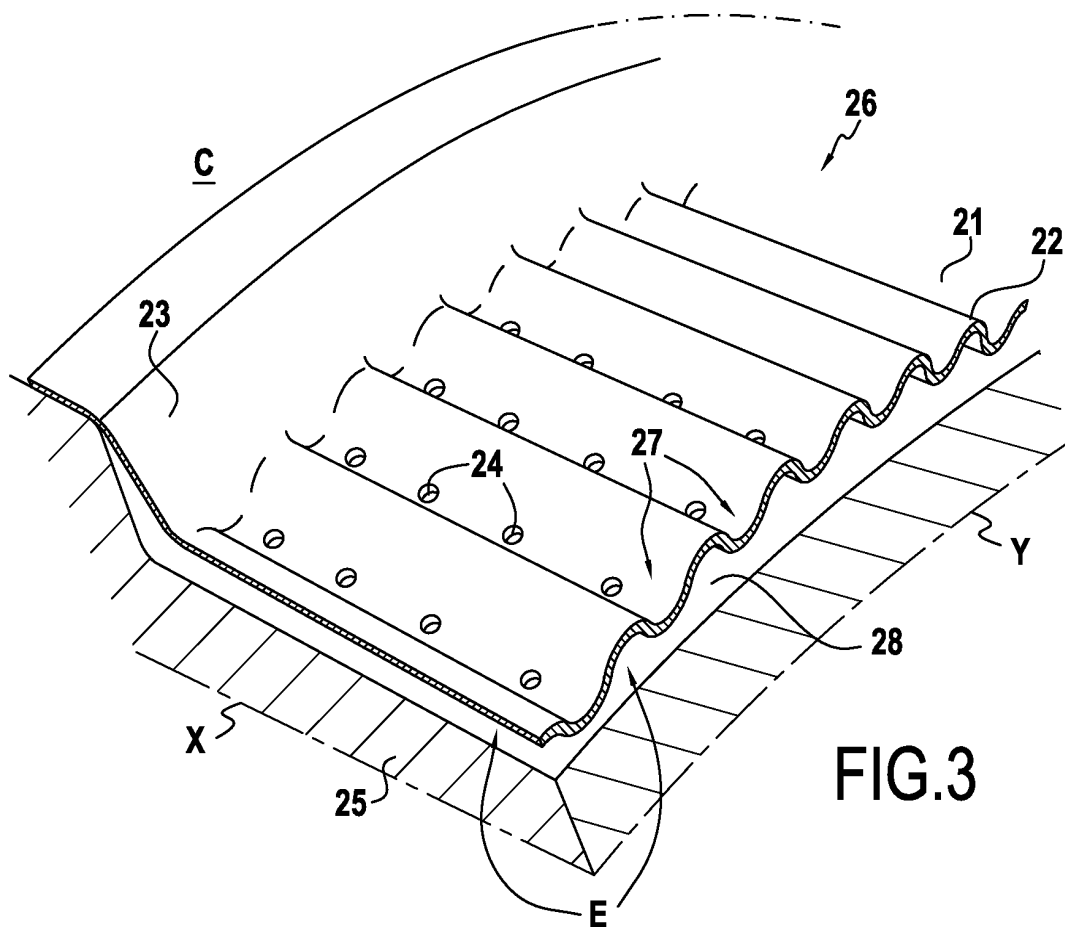


FIG. 3

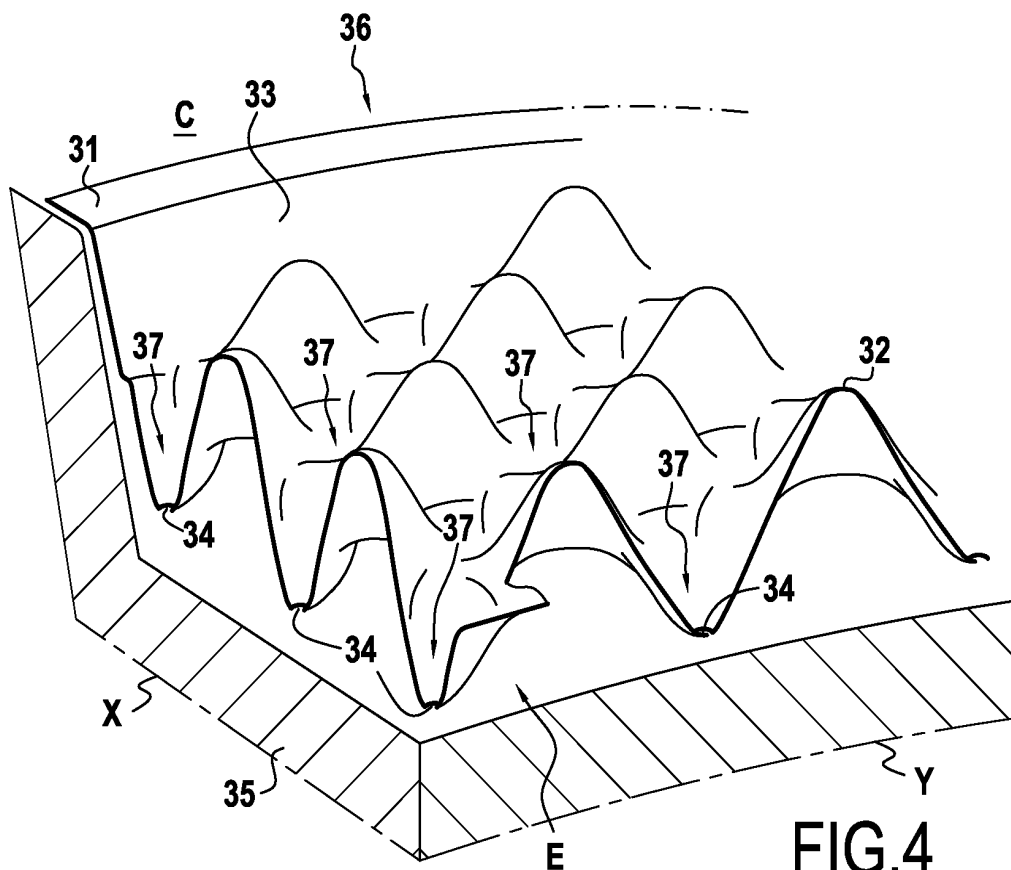


FIG. 4



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 731159
FR 1050709

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 4 017 207 A (BELL JOHN KENNETH ALEXANDER ET AL) 12 avril 1977 (1977-04-12) * figure 5 *	1-7	F01D11/24 DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) F01D
X	DE 102 02 783 A1 (ALSTOM SWITZERLAND LTD [CH]) 31 juillet 2003 (2003-07-31) * figure 6 *	1-7	
X	EP 0 690 205 A2 (GEN ELECTRIC [US]) 3 janvier 1996 (1996-01-03) * figure 4 *	1-7	
X	EP 1 409 926 B1 (SIEMENS AG [DE]) 3 novembre 2004 (2004-11-03) * figure 3 *	1-7	
X	EP 1 635 042 A1 (SIEMENS AG [DE]) 15 mars 2006 (2006-03-15) * alinéa [0015]; figure 2 *	1-7	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
18 mai 2010		Raspo, Fabrice	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p>		<p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1050709 FA 731159**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **18-05-2010**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 4017207	A	12-04-1977	CA 1065147 A1	30-10-1979
			DE 2550100 A1	20-05-1976
			FR 2290575 A1	04-06-1976
			GB 1519590 A	02-08-1978
			IT 1045592 B	10-06-1980
			JP 1098910 C	18-06-1982
			JP 51098416 A	30-08-1976
			JP 56041814 B	30-09-1981
			SE 415385 B	29-09-1980
			SE 7512594 A	12-05-1976

DE 10202783	A1	31-07-2003	WO 03062607 A1	31-07-2003

EP 0690205	A2	03-01-1996	CA 2151865 A1	31-12-1995
			DE 69528490 D1	14-11-2002
			DE 69528490 T2	03-07-2003
			JP 3774491 B2	17-05-2006
			JP 8165904 A	25-06-1996
			US 5480281 A	02-01-1996

EP 1409926	B1	03-11-2004	EP 1409926 A1	21-04-2004

EP 1635042	A1	15-03-2006	AUCUN	
