

Arrière-plan de l'invention

La présente invention se rapporte au domaine général des
5 tuyères équipant les turbomachines. Elle vise plus particulièrement à
réduire le bruit de jet engendré en sortie des tuyères à flux séparés de
turbomachines d'avions, notamment pendant les phases de décollage de
ces avions.

Les tuyères équipant les turbomachines d'avions civils se
10 composent généralement d'un corps central entouré d'un capot primaire
qui forment entre eux un premier canal annulaire pour l'écoulement d'un
flux primaire. Un capot secondaire entoure le capot primaire pour former
un second canal annulaire pour l'écoulement d'un flux secondaire.
L'ensemble de ces éléments de la tuyère est généralement de forme
15 axisymétrique.

La présente invention vise un dispositif permettant de réduire le
bruit de jet en sortie de ces tuyères, notamment pendant les phases de
décollage au cours desquelles la vitesse d'éjection des flux primaire et
secondaire est transsonique (c'est à dire de l'ordre de 0,9 Mach) sans pour
20 autant en dégrader les performances aérodynamiques.

Afin de réduire le bruit de jet engendré en sortie des tuyères, il
est connu de favoriser le mélange entre les flux primaire et secondaire
issus de la turbomachine. Par exemple, il a été proposé de munir le capot
primaire de la tuyère de lobes qui permettent d'obtenir un cisaillement
25 radial entre les flux primaire et secondaire afin de favoriser le mélange
entre ces flux. Cependant, ce type de tuyère à lobes n'a que peu d'effet
sur la réduction du bruit de jet et n'est pas adapté à des vitesses
transsoniques d'écoulement des flux. En effet, les pentes des lobes sont
trop importantes pour des telles vitesses ce qui induit des décollements
30 des flux qui dégradent les performances aérodynamiques de la tuyère.

On connaît aussi le brevet EP 1,160,439 qui prévoit de munir les
capots de la tuyère de chevrons afin de favoriser le mélange entre les flux
primaire et secondaire. Bien que réductrice du bruit de jet, l'implantation
de chevrons a également tendance à dégrader les performances
35 aérodynamiques de la tuyère.

Objet et résumé de l'invention

La présente invention vise donc à pallier de tels inconvénients en proposant un dispositif pour tuyère de turbomachine permettant de
5 réduire notablement le bruit de jet, notamment à des vitesses transsoniques d'écoulement des flux, sans pour autant dégrader les performances aérodynamiques de la tuyère.

A cet effet, il est prévu un dispositif de réduction du bruit de jet d'une turbomachine, la turbomachine ayant un axe longitudinal et
10 comportant une tuyère sensiblement cylindrique s'étendant selon l'axe longitudinal de la turbomachine et ayant une extrémité aval pour le mélange de flux gazeux internes et externes à la tuyère, le dispositif étant caractérisé en ce qu'il comporte une pluralité d'ondulations vrillées disposées dans le prolongement de l'extrémité aval de la tuyère et une
15 pluralité d'échancrures disposées entre deux ondulations successives de ladite pluralité d'ondulations de façon à générer un cisaillement radial et un cisaillement tangentiel entre lesdits flux gazeux.

La géométrie particulière des ondulations qui sont à la fois vrillées et tridimensionnelles permet d'obtenir une réduction efficace du
20 bruit de jet sans dégradation des performances aérodynamiques. En effet, cette géométrie permet de générer un cisaillement tangentiel entre les flux qui s'additionne au cisaillement radial afin d'augmenter le mélange entre les flux.

Selon une caractéristique avantageuse de l'invention, la pluralité
25 d'ondulations et la pluralité d'échancrures sont dissymétriques par rapport à au moins un axe perpendiculaire à l'axe longitudinal de la turbomachine de façon à générer un double effet contrarotatif entre les flux gazeux. Ce double effet contrarotatif permet d'accroître encore le mélange entre les flux, favorisant ainsi la réduction du bruit de jet.

30 La présente invention vise également une tuyère de turbomachine comportant un capot primaire s'étendant selon un axe longitudinal de la tuyère, un corps central disposé concentriquement à l'intérieur dudit capot primaire, et un capot secondaire entourant concentriquement le capot primaire, et dans laquelle le capot primaire
35 et/ou le capot secondaire comporte un dispositif de réduction du bruit de jet.

Brève description des dessins

D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention
 5 ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins
 annexés qui en illustrent un exemple de réalisation dépourvu de tout
 caractère limitatif. Sur les figures :

- les figures 1A et 1B sont des vues en perspective d'un
 10 dispositif de réduction du bruit de jet selon l'invention équipant une tuyère
 de turbomachine ;

- les figures 2A et 2B sont des vues illustrant les effets de
 cisaillements et le double effet contrarotatif engendrés par un dispositif de
 réduction du bruit de jet selon l'invention ;

- les figures 3A, 3B et 3C sont des vues en coupe longitudinale
 15 de dispositifs de réduction du bruit de jet selon d'autres variantes de
 l'invention ; et

- la figure 4 est une vue en perspective d'une tuyère de
 turbomachine équipée d'un dispositif de réduction du bruit de jet selon
 une variante de l'invention.

20

Description détaillée d'un mode de réalisation

La figure 1A représente, en perspective, une tuyère 10 de
 turbomachine équipée d'un dispositif de réduction du bruit de jet 12 selon
 25 l'invention. La tuyère 10, de forme axisymétrique par rapport à un axe
 longitudinal X-X de la turbomachine, est typiquement formée d'un capot
 primaire 14, d'un capot secondaire 16 et d'un corps central 18. Le capot
 primaire 14, de forme sensiblement cylindrique ou tronconique, s'étend
 selon l'axe longitudinal X-X. Le corps central 18 est disposé
 30 concentriquement à l'intérieur du capot primaire 14 et se termine par une
 partie sensiblement conique.

Sur la figure 1, l'extrémité aval 14a du capot primaire 14 s'étend
 au-delà de la partie conique du corps central 18. Le capot secondaire 16,
 également de forme sensiblement cylindrique ou tronconique, entoure
 35 concentriquement le capot primaire 14. La tuyère ainsi définie est fixée

sous une aile d'avion (non représentée sur les figures) par l'intermédiaire d'un pylône de support 20.

L'assemblage concentrique des éléments de la tuyère 10 permet de définir : d'une part, entre le capot primaire 14 et le corps central 18, un premier passage annulaire 22 pour l'écoulement d'un flux gazeux issu de la turbomachine (appelé flux primaire), et d'autre part, entre les capot primaire 14 et secondaire 16, un second passage annulaire 24 pour l'écoulement de l'air issu de la turbomachine (appelé flux secondaire). Les flux gazeux s'écoulant de ces deux passages annulaires 22, 24 se mélangent entre eux à l'extrémité aval 14a du capot primaire 14.

On notera que, sur la figure 1A, le corps central 18 de la tuyère 10 est de type interne, c'est à dire que l'extrémité aval 14a du capot primaire 14 s'étend longitudinalement au-delà du bord de fuite du corps central. Toutefois, le dispositif de réduction du bruit de jet selon l'invention peut également s'appliquer à une tuyère de type externe dont le bord de fuite du corps central s'étend au-delà de l'extrémité aval du capot primaire.

Selon l'invention, la tuyère 10 comporte un dispositif de réduction du bruit de jet 12 formé d'une pluralité d'ondulations 26 vrillées disposées dans le prolongement de l'extrémité aval 14a du capot primaire 14 et d'une pluralité d'échancrures 28 disposées entre deux ondulations successives de la pluralité d'ondulations de façon à générer un cisaillement radial et un cisaillement tangentiel entre les flux primaire et secondaire issus de la turbomachine (figure 1B).

Les ondulations 26 formées à l'extrémité aval 14a du capot primaire 14 s'étendent le long de l'axe longitudinal X-X de la turbomachine. Sur l'exemple de réalisation illustré par la figure 1B, elles sont chacune vrillées entre leurs extrémités amont et aval de façon à s'étendre radialement vers l'intérieur et vers l'extérieur par rapport à l'extrémité aval 14a du capot primaire. Les échancrures 28 se présentent sous la forme d'entailles ou de découpes qui s'étendent sensiblement longitudinalement entre deux ondulations 26 successives.

Les ondulations 26 et les échancrures 28 permettent ainsi de générer un cisaillement radial et un cisaillement tangentiel entre les flux primaire et secondaire afin d'augmenter le mélange entre les flux et donc de réduire le bruit de jet. Par cisaillement radial, il faut entendre que celui-

ci s'effectue selon une direction radiale par rapport à la forme sensiblement cylindrique du capot primaire. De même, par cisaillement tangentiel, il faut comprendre que celui-ci est opéré selon une direction tangentielle par rapport à la forme sensiblement cylindrique du capot
5 primaire.

La figure 2A illustre bien ce phénomène de cisaillements radial et tangentiel. Sur cette figure, on a représenté une ondulation 26 et une échancrure 28 du dispositif de réduction du bruit de jet 12 selon l'invention appliqué à un capot primaire 14 de tuyère. Les flèches en traits
10 pleins illustrent la direction d'écoulement du flux interne au dispositif au voisinage de l'ondulation 26 et de l'échancrure 28, tandis que les flèches en traits pointillés schématisent la direction d'écoulement du flux externe au dispositif au voisinage de ces mêmes ondulation et échancrure.

Au niveau de l'ondulation 26, le flux interne s'écoulant au
15 voisinage de celle-ci est dirigé, pour être mélangé au flux externe, à la fois selon une direction radiale (flèche F1) et selon une direction tangentielle (flèche F2). Les directions radiale et tangentielle d'écoulement du flux interne sont dues au fait que l'ondulation est vrillée radialement vers l'extérieur par rapport au capot primaire 14.

De même, au niveau de l'échancrure 28, le flux externe s'écoulant au voisinage de celle-ci est dirigé, pour être mélangé au flux interne, à la fois selon une direction radiale (flèche F3) et selon une direction tangentielle (flèche F4). Ainsi, il s'opère, à l'extrémité aval du capot primaire entre les flux interne et externe, un cisaillement radial
20 entre les écoulements schématisés par les flèches F1 et F3 et un cisaillement tangentiel entre les écoulements schématisés par les flèches F2 et F4.

Selon une caractéristique avantageuse de l'invention, la pluralité d'ondulations 26 et la pluralité d'échancrures 28 du dispositif de réduction
30 du bruit de jet 12 sont dissymétriques par rapport à au moins un axe perpendiculaire à l'axe longitudinal X-X de la turbomachine de façon à générer un double effet contrarotatif entre les flux interne et externe au dispositif de réduction du bruit de jet.

Ainsi, sur la figure 2B, les ondulations 26 et les échancrures 28
35 du capot primaire sont dissymétriques par rapport à un axe transversal Y-

Y. Cette dissymétrie a pour conséquence de générer un double effet contrarotatif entre les flux interne et externe.

En effet, concernant la partie du dispositif 12 située « à gauche » de l'axe transversal Y-Y, le flux interne se mélange au flux externe dans la direction illustrée par les flèches 32a. Cette direction de mélange créée, pour le flux interne, une rotation générale F5 dans le sens inverse de rotation des aiguilles d'une montre. De même, le flux externe se mélange au flux interne dans la direction illustrée par les flèches 34a. Cette direction de mélange engendre, pour le flux externe, une rotation générale F6 dans le sens de rotation des aiguilles d'une montre. Dans cette moitié gauche du dispositif de réduction du bruit de jet 12, les flux interne et externe sont donc contrarotatifs.

Concernant l'autre partie du dispositif, le flux interne se mélange au flux externe dans la direction illustrée par les flèches 32b. Cette direction de mélange créée, pour le flux interne, une rotation générale F7 dans le sens de rotation des aiguilles d'une montre. Quant au flux externe, celui-ci se mélange au flux interne dans la direction des flèches 34b. Cette direction de mélange génère pour celui-ci une rotation générale F8 dans le sens inverse de rotation des aiguilles d'une montre, c'est à dire dans le sens inverse de rotation F7 du flux interne. Ces rotations inverses entre les flux interne et externe dans la seconde moitié du dispositif de réduction du bruit de jet 12 constitue un second effet contrarotatif.

Par ailleurs, on pourrait imaginer que les ondulations et les échancrures du dispositif de réduction du bruit de jet présentent plusieurs dissymétries par rapport à plusieurs axes perpendiculaires à l'axe longitudinal X-X de la tuyère de façon à multiplier les doubles effets contrarotatifs entre les flux interne et externe.

De plus, la forme et le nombre des ondulations et des échancrures du dispositif de réduction de bruit selon l'invention peuvent varier. Notamment, la hauteur de pénétration dans les flux interne et externe des ondulations n'est pas limitée.

Les figures 3A, 3B et 3C représentent, en coupe longitudinale, d'autres exemples de réalisation du dispositif de réduction du bruit de jet selon l'invention. De manière générale, on notera que pour ne pas dégrader les performances aérodynamiques, les ondulations 26 et les

échancrures 28 du dispositif de réduction du bruit de jet selon l'invention doivent garder des formes douces et arrondies et ne pas pénétrer de façon trop importante dans les flux interne et externe.

5 Sur la figure 1A, le dispositif de réduction du bruit de jet selon l'invention est appliqué sur le capot primaire 14 de la tuyère 10. Toutefois, on peut imaginer une implantation différente. La figure 4 illustre ainsi une tuyère 10 de turbomachine dont le capot secondaire 16 est muni, à son extrémité aval 16a, d'un dispositif de réduction du bruit de jet 12.

10 De même que pour l'application au capot primaire, ce dispositif se compose d'une pluralité d'ondulations 26 vrillées disposées dans le prolongement de l'extrémité aval 16a du capot secondaire 16 et d'une pluralité d'échancrures 28 disposées entre deux ondulations successives. On notera toutefois qu'il est prévu de ménager, au niveau de la zone de fixation du pylône 20 sur le capot secondaire, un intervalle 30 ne
15 présentant ni ondulations ni échancrures afin de permettre la fixation du pylône 20.

Selon le même principe que précédemment, ces ondulations 26 et échancrures 28 permettent de générer un cisaillement radial et un cisaillement tangentiel entre le flux secondaire issu de la turbomachine et
20 le flux d'air s'écoulant le long de la paroi externe 16b du capot secondaire 16 afin d'augmenter le mélange entre les flux et donc de réduire le bruit de jet.

Par ailleurs, selon encore une autre variante d'application de l'invention (non représentée sur les figures), un dispositif de réduction du
25 bruit de jet peut être implanté à la fois sur le capot primaire et sur le capot secondaire. Dans ce cas, ces dispositifs permettent de générer des cisaillements radiaux et des cisaillements tangentiels à la fois entre le flux primaire et le flux secondaire et entre le flux secondaire et le flux d'air s'écoulant le long de la paroi externe du capot secondaire.

30

REVENDICATIONS

1. Dispositif de réduction du bruit de jet d'une turbomachine, ladite turbomachine ayant un axe longitudinal (X-X) et comportant une
5 tuyère (10) sensiblement cylindrique s'étendant selon ledit axe longitudinal de la turbomachine et ayant une extrémité aval pour le mélange de flux gazeux internes et externes à ladite tuyère, ledit dispositif étant caractérisé en ce qu'il comporte une pluralité d'ondulations (26) vrillées disposées dans le prolongement de l'extrémité aval de la tuyère (10) et
10 une pluralité d'échancrures (28) disposées entre deux ondulations successives de ladite pluralité d'ondulations (26) de façon à générer un cisaillement radial et un cisaillement tangentiel entre lesdits flux gazeux.

2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que
15 ladite pluralité d'ondulations (26) et ladite pluralité d'échancrures (28) sont dissymétriques par rapport à au moins un axe (Y-Y) perpendiculaire audit axe longitudinal (X-X) de la turbomachine de façon à générer un double effet contrarotatif entre lesdits flux gazeux.

20 3. Tuyère (10) de turbomachine comportant :
un capot primaire (14) s'étendant selon un axe longitudinal (X-X) de ladite tuyère,
un corps central (18) disposé concentriquement à l'intérieur dudit capot primaire (16) afin de définir, entre ledit capot primaire et ledit
25 corps central, un premier canal annulaire (22) pour l'écoulement d'un flux primaire, et
un capot secondaire (16) entourant concentriquement ledit capot primaire (14) afin de définir un second canal annulaire (24) pour l'écoulement d'un flux secondaire,
30 caractérisé en ce que ledit capot primaire (14) comporte, à une extrémité aval (14a), un dispositif de réduction de bruit (12) selon l'une des revendications 1 et 2 de façon à générer un cisaillement radial et un cisaillement tangentiel entre lesdits flux primaire et secondaire.

35

4. Tuyère (10) de turbomachine comportant :

un capot primaire (14) s'étendant selon un axe longitudinal (X-X) de ladite tuyère,

5 un corps central (18) disposé concentriquement à l'intérieur dudit capot primaire (14) afin de définir, entre ledit capot primaire et ledit corps central, un premier canal annulaire (22) pour l'écoulement d'un flux primaire, et

un capot secondaire (16) entourant concentriquement ledit capot primaire (16) afin de définir un second canal annulaire (24) pour

10 l'écoulement d'un flux secondaire,

caractérisé en ce que ledit capot secondaire (16) comporte, à son extrémité aval (16a), un dispositif de réduction de bruit (12) selon l'une des revendications 1 et 2 de façon à générer un cisaillement radial et un cisaillement tangentiel entre ledit flux secondaire et un flux d'air

15 s'écoulant le long d'une paroi externe (16b) dudit capot secondaire (16).

5. Tuyère (10) de turbomachine comportant :

un capot primaire (14) s'étendant selon un axe longitudinal (X-X) de ladite tuyère,

20 un corps central (18) disposé concentriquement à l'intérieur dudit capot primaire (16) afin de définir, entre ledit capot primaire et ledit corps central, un premier canal annulaire (22) pour l'écoulement d'un flux primaire, et

un capot secondaire (16) entourant concentriquement ledit capot primaire (14) afin de définir un second canal annulaire (24) pour

25 l'écoulement d'un flux secondaire,

caractérisé en ce que ledit capot primaire (14) et ledit capot secondaire (16) comportent chacun à une extrémité aval (14a, 16a) un dispositif de réduction de bruit (12) selon l'une des revendications 1 et 2

30 de façon à générer un cisaillement radial et un cisaillement tangentiel entre lesdits flux primaire et secondaire et entre ledit flux secondaire et un flux d'air s'écoulant le long d'une paroi externe (16b) dudit capot secondaire (16).

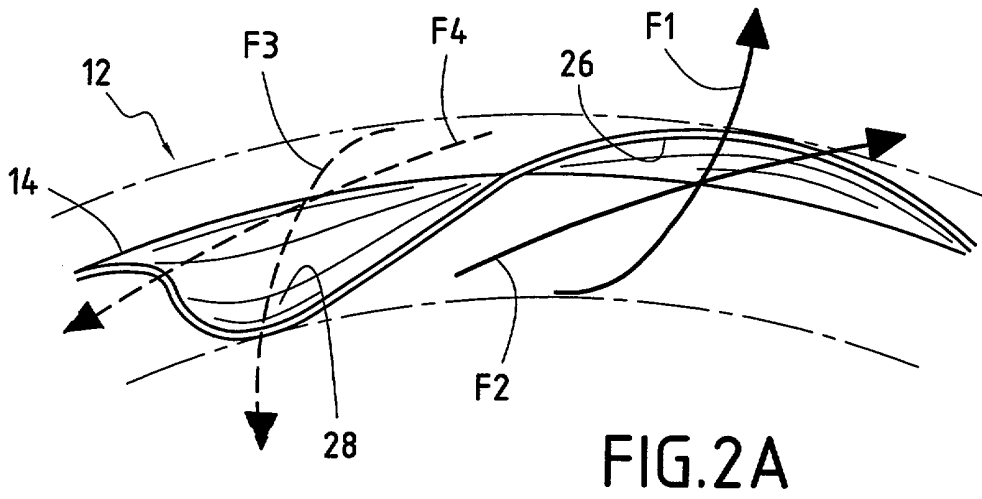
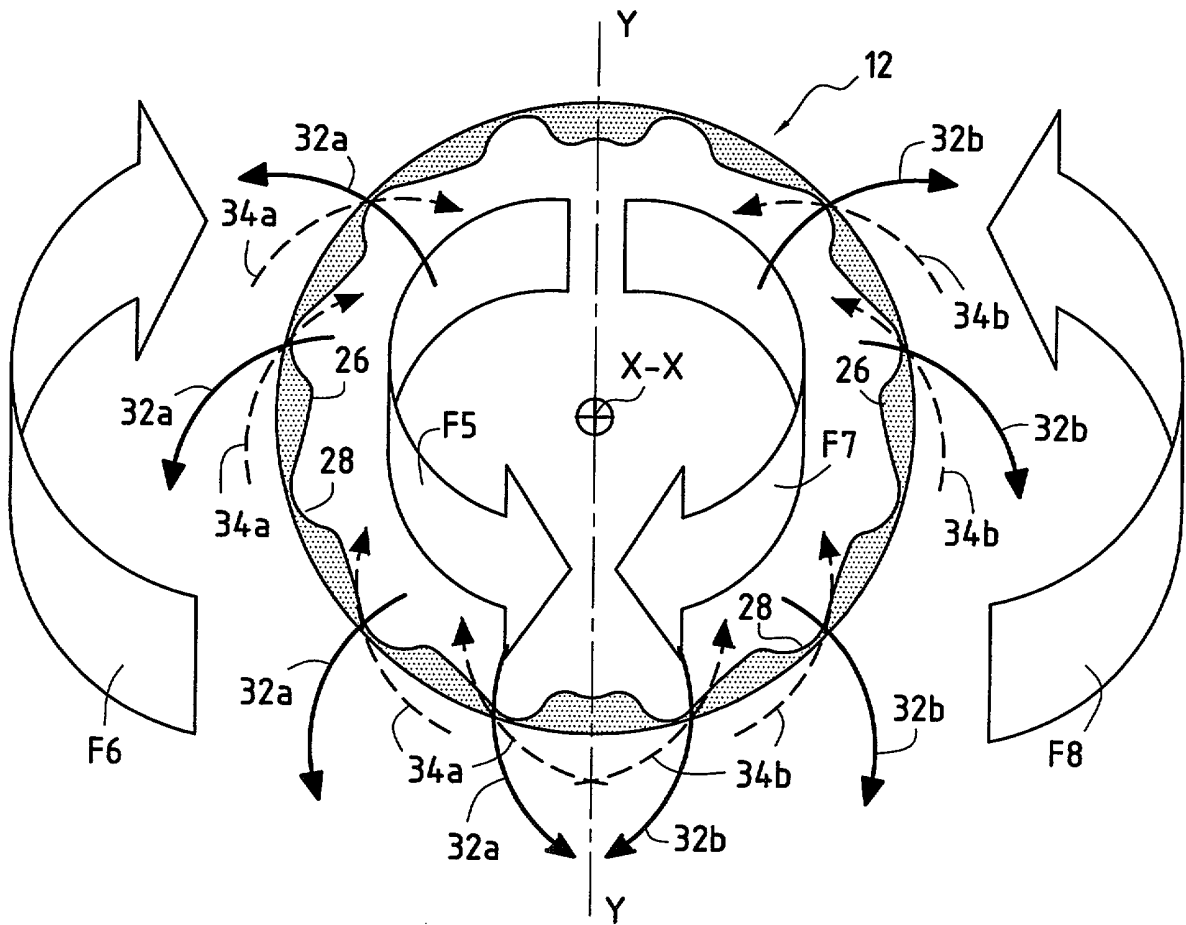
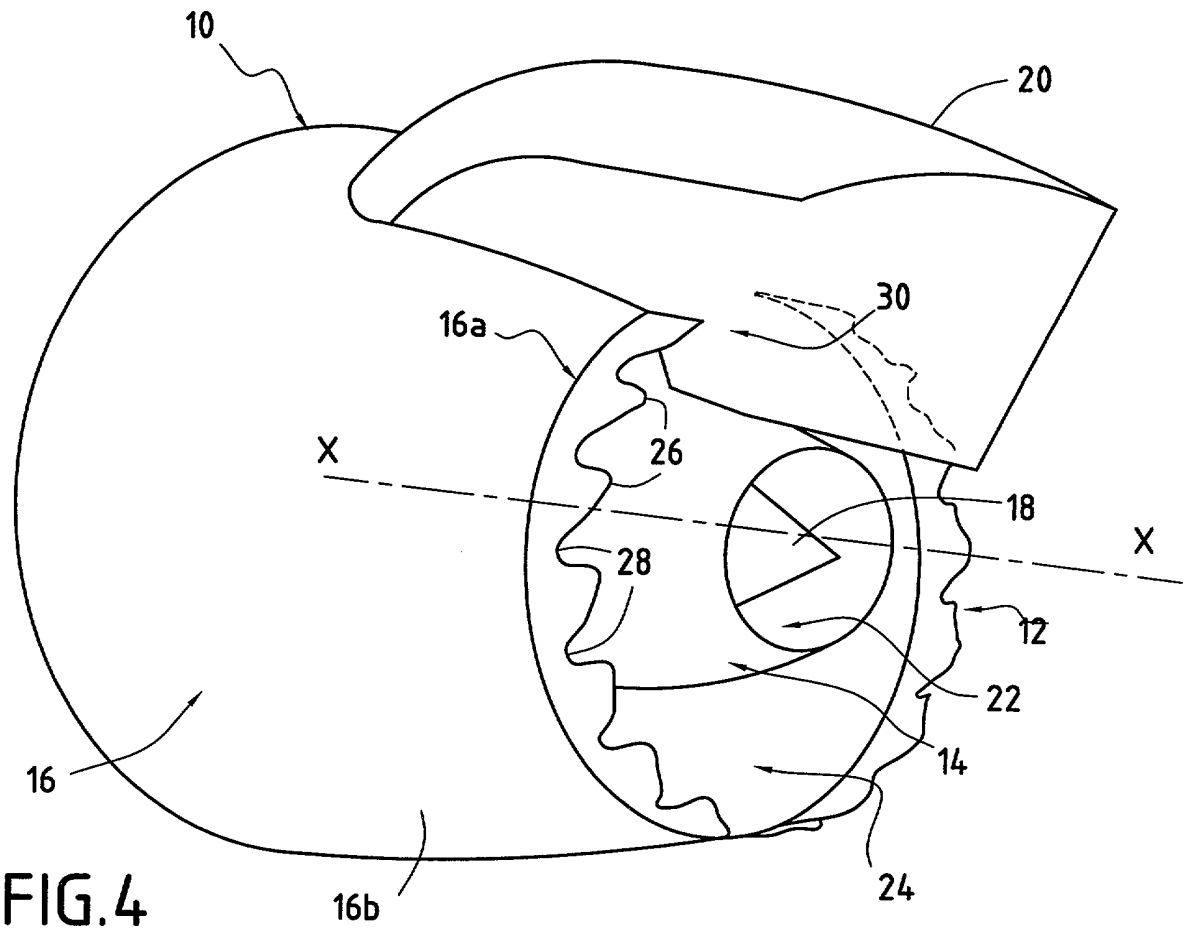
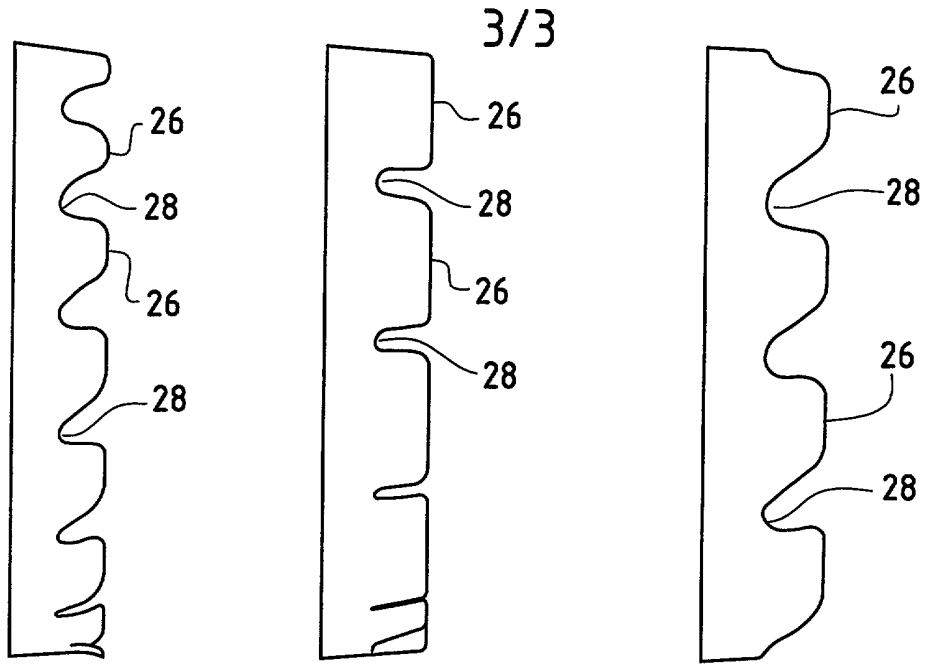


FIG. 2B





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	WO 00 40851 A (LOEBIG JAMES CARL ;BAKER VON DAVID (US); ALLISON ADVANCED DEV COMP) 13 juillet 2000 (2000-07-13)	1-3	F02K1/48 F02K3/02
Y	* figures 2,6,8,10,11 * * page 1, ligne 9 - page 3, ligne 5 * * page 8, ligne 28 - page 10, ligne 3 *	4,5	
Y	US 2002/178711 A1 (MARTENS STEVEN) 5 décembre 2002 (2002-12-05) * alinéa [0002]; figures * * alinéa [0029] - alinéa [0038] *	4,5	
X	US 4 576 002 A (MAVROCOSTAS GEORGE) 18 mars 1986 (1986-03-18) * figures * * colonne 1, ligne 5 - ligne 30 * * colonne 2, ligne 3 - ligne 30 * * colonne 3, ligne 54 - ligne 62 * * colonne 4, ligne 37 - ligne 42 *	1-3	
A	US 6 082 635 A (SEINER JOHN M ET AL) 4 juillet 2000 (2000-07-04) * abrégé * * figures 1,4,8 * * colonne 1, ligne 27 - ligne 36 * * colonne 6, ligne 64 - colonne 8, ligne 2 * * colonne 10, ligne 55 - ligne 57 *	1-5	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (Int.CL.7) F02K
A,D	EP 1 160 439 A (BOEING CO) 5 décembre 2001 (2001-12-05) * le document en entier *	1-5	
A	US 4 401 269 A (EILER DONALD C) 30 août 1983 (1983-08-30) * abrégé; figure 1 * * colonne 2, ligne 7 - ligne 40 *	1-3	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
12 mars 2004		Teissier, D	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS			
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		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	

EPO FORM P0485

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0308383 FA 636995**

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 12-03-2004
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
WO 0040851 A	13-07-2000	AU 2404000 A EP 1141534 A1 WO 0040851 A1 US 6606854 B1	24-07-2000 10-10-2001 13-07-2000 19-08-2003

US 2002178711 A1	05-12-2002	AUCUN	

US 4576002 A	18-03-1986	GB 2146702 A	24-04-1985

US 6082635 A	04-07-2000	US 5924632 A	20-07-1999

EP 1160439 A	05-12-2001	US 2001035004 A1 EP 1160439 A1 US 2003115852 A1 US 2003213227 A1	01-11-2001 05-12-2001 26-06-2003 20-11-2003

US 4401269 A	30-08-1983	CA 1159265 A1 FR 2491149 A1 GB 2085088 A ,B JP 1656791 C JP 3015021 B JP 57083648 A	27-12-1983 02-04-1982 21-04-1982 13-04-1992 28-02-1991 25-05-1982

EPO FORM P0485