

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
25 juin 2009 (25.06.2009)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2009/077689 A2

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 33/02 (2006.01) **B64C 21/04** (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2008/052165

(22) Date de dépôt international :
1 décembre 2008 (01.12.2008)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
07 59494 3 décembre 2007 (03.12.2007) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : **AIR-
BUS FRANCE** [FR/FR]; 316, route de Bayonne, F-31060
Toulouse (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : **CHELIN,
Frédéric** [FR/FR]; Sainte Agathe, F-32430 Encausse (FR).
SURPLY, Thierry [FR/FR]; 5, impasse Joseph Donat,
F-31700 Cornebarrieu (FR). **BOURDEAU, Christophe**
[FR/FR]; 89, avenue de Lombez, F-31300 Toulouse (FR).

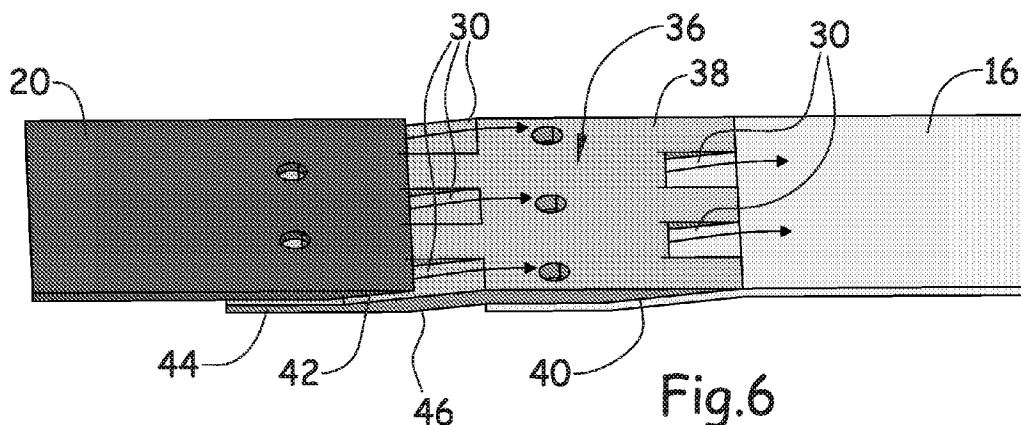
(74) Mandataire : **AQUINOV, FANTIN, Laurent**; Allée de
la Forestière, F-33750 Beychac Et Caillau (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO,
AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH,
CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG,
ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL,
IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK,
LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW,
MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: AIR OUTLET SYSTEM FOR AIRCRAFT LEADING EDGE

(54) Titre : SYSTEME DE SORTIE D'AIR POUR UN BORD D'ATTAQUE D'AERONEF



(57) **Abstract:** The invention relates to an aircraft leading edge including, as an extension, an aerodynamic surface at which flows an aerodynamic flow and where are provided air outlets (30) for preventing the separation of said aerodynamic flow, the air outlets (30) being arranged into at least two rows substantially parallel to the leading edge and in an offset manner for at least two successive layers, characterised in that it comprises at least one shim (36) provided between two walls defining the aerodynamic surface, said shim having, on the one hand, an outer surface (38) arranged as an extension of the aerodynamic surface (26), a first inclined surface (40) in contact with the first wall defining the aerodynamic surface, and a second inclined surface (42) in contact with the second wall defining the aerodynamic surface and, on the other hand, protruding and/or recessed patterns formed at the inclined surfaces (40, 42) and alternating from one face to the other, that allow the passage of air on either side of the aerodynamic surface.

(57) **Abrégé :** L'objet de l'invention est un bord d'attaque d'aéronef prolongé par une surface aérodynamique au niveau de laquelle s'écoulent un flux aérodynamique et où sont disposées des sorties d'air (30) en vue d'empêcher le décollement dudit flux aérodynamique, les sorties d'air (30) étant disposées selon au moins deux rangées sensiblement parallèles au bord d'attaque et de manière décalée pour au moins deux rangées consécutives, caractérisé en ce qu'il comprend au moins une cale (36) intercalée entre deux parois formant la surface aérodynamique, ladite cale comprenant

[Suite sur la page suivante]

WO 2009/077689 A2



RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

(84) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL,

Déclaration en vertu de la règle 4.17 :

— *relative au droit du déposant de revendiquer la priorité de la demande antérieure (règle 4.17.iii)*

Publiée :

— *sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport*

d'une part une surface extérieure (38) dans le prolongement de la surface aérodynamique (26), une première surface inclinée (40) en contact avec la première paroi formant la surface aérodynamique et une seconde surface inclinée (42) en contact avec la seconde paroi formant la surface aérodynamique, et d'autre part, des formes en saillie et/ou en creux ménagées au niveau des surfaces inclinées (40, 42) et disposées de manière alternée d'une face à l'autre autorisant le passage de l'air de part et d'autre de la surface aérodynamique.

SYSTEME DE SORTIE D'AIR POUR UN BORD D'ATTAQUE D'AERONEF

La présente invention se rapporte à un système de sortie d'air pour un bord d'attaque d'aéronef, plus particulièrement adapté au bord d'attaque d'une nacelle d'aéronef, ledit système permettant de limiter les risques de décollement du flux d'air de la paroi aérodynamique découlant notamment de la variation de l'incidence de l'aéronef et/ou de l'orientation de rafales de vent.

Un ensemble propulsif d'aéronef comprend une nacelle dans laquelle est disposée de manière sensiblement concentrique une motorisation reliée par l'intermédiaire d'un mât au reste de l'aéronef.

La nacelle comprend une première paroi délimitant un conduit avec une entrée d'air à l'avant, une première partie du flux d'air entrant, appelée flux primaire, traversant la motorisation pour participer à la combustion, la seconde partie du flux d'air, appelée flux secondaire, étant entraînée par une soufflante et s'écoulant dans un conduit annulaire délimité par la première paroi de la nacelle et la paroi extérieure de la motorisation.

La nacelle comprend également une seconde paroi, dite extérieure, de sections sensiblement circulaires, qui s'étend depuis l'entrée d'air jusqu'à la sortie arrière, constituée par la juxtaposition de plusieurs éléments ainsi qu'une lèvre, matérialisant l'entrée d'air, reliant la première paroi et la seconde paroi.

Pour la suite de la description, l'axe longitudinal de la nacelle correspond à l'axe de la motorisation.

Lorsque le flux d'air entrant dans la nacelle est orienté avec un angle important par rapport à l'axe longitudinal de la nacelle, cela provoque un phénomène de décollement du flux d'air par rapport à la surface aérodynamique. Ce phénomène

a des conséquences sur le bon fonctionnement du moteur. Le décollement du flux d'air est caractérisé par une zone d'inversion de la direction de l'écoulement. Le début de cette zone correspond à une ligne sensiblement perpendiculaire à la direction principale de l'écoulement, appelée par la suite ligne de décollement.

- 5 Ce phénomène de décollement peut apparaître aussi bien au sol, en particulier lors des phases de décollage par vent de travers, qu'en vol, en particulier lors de manœuvres aux grandes incidences à basse vitesse.

Durant ces phases, la ligne de décollement s'étend à l'intérieur de l'entrée d'air sur une partie plus ou moins étendue circonférentiellement, située généralement
10 en partie supérieure ou latérale dans les conditions de point fixe ou de décollage, et en partie basse dans les conditions de manœuvre en vol.

Ainsi, selon un mode de réalisation courant, la taille de la nacelle ainsi que l'épaisseur des profils de la partie frontale de la nacelle sont définis en fonction de ces conditions de fonctionnement. Il en résulte une pénalité sur les
15 performances de la nacelle dans les autres conditions de vol, en particulier en croisière.

Selon les conditions de vol, la direction de vent au sol, la vitesse et l'incidence de l'avion en vol ou du régime du moteur, la position de la ligne de décollement est variable. Ainsi, par exemple, plus l'incidence est élevée et plus cette ligne de
20 décollement se rapproche de la partie frontale (bord d'attaque) de l'entrée d'air, tandis que plus la vitesse de l'avion ou le régime moteur sont élevés, et plus elle s'en éloigne.

On connaît d'après le document EP-1.156.962 une technique permettant d'empêcher le décollement d'un flux aérodynamique d'une paroi consistant à
25 injecter un flux d'air, sensiblement tangentiel à la paroi, selon une direction parallèle au flux aérodynamique, au droit ou juste en aval de la ligne de décollement. En ajustant les caractéristiques aérodynamiques du flux d'air injecté, on limite les risques d'apparition du phénomène de décollement.

Selon ce document, les points d'injection du flux d'air sont disposés selon une ligne sensiblement parallèle à la ligne de décollement.

Par conséquent, comme pour la forme géométrique, cette solution pour empêcher l'apparition du phénomène de décollement ne permet de traiter que des plages
5 réduites de l'angle d'incidence et de la vitesse relative entre le flux d'air et l'aéronef.

Aussi, la présente invention vise à pallier aux inconvénients de l'art antérieur en proposant un dispositif de sortie d'air permettant de limiter l'apparition du phénomène de décollement au niveau d'un bord d'attaque d'un aéronef sur des
10 plages d'angle d'incidence, de vitesse de l'avion et de régime moteur plus importantes en vol, ainsi que sur des plages de direction et de vitesse du vent relatif plus élevées au sol.

A cet effet, l'invention a pour objet un bord d'attaque d'aéronef prolongé par une surface aérodynamique au niveau de laquelle s'écoulent un flux aérodynamique et
15 où sont disposées des sorties d'air en vue d'empêcher le décollement dudit flux aérodynamique, les sorties d'air étant disposées selon au moins deux rangées sensiblement parallèles au bord d'attaque et de manière décalée pour au moins deux rangées consécutives, caractérisé en ce qu'il comprend au moins une cale
intercalée entre deux parois formant la surface aérodynamique, ladite cale
20 comprenant d'une part une surface extérieure dans le prolongement de la surface aérodynamique, une première surface inclinée en contact avec la première paroi formant la surface aérodynamique et une seconde surface inclinée en contact avec la seconde paroi formant la surface aérodynamique, et
d'autre part, des formes en saillie et/ou en creux ménagées au niveau des
25 surfaces inclinées et disposées de manière alternée d'une face à l'autre autorisant le passage de l'air de part et d'autre de la surface aérodynamique.

D'autres caractéristiques et avantages ressortiront de la description qui va suivre de l'invention, description donnée à titre d'exemple uniquement, en regard des dessins annexés sur lesquels :

- la figure 1A est une vue en perspective illustrant la zone de décollement au moment du décollage,
- la figure 1B est une vue en perspective illustrant la zone de décollement lors d'une rafale,
- la figure 2 est une vue en perspective illustrant une entrée d'air selon l'invention,
- la figure 3A est une vue de dessus illustrant l'agencement des sorties d'air selon une première variante de l'invention,
- la figure 3B est une vue de dessus illustrant l'agencement des sorties d'air selon une autre variante de l'invention,
- la figure 3C est une vue de dessus illustrant l'agencement des sorties d'air selon une autre variante de l'invention,
- la figure 4 est une coupe d'une entrée d'air d'une nacelle illustrant les sorties d'air,
- la figure 5 est une coupe de la paroi du conduit d'une nacelle illustrant en détails une cale comportant des sorties d'air selon un mode de réalisation,
- la figure 6 est une vue en perspective illustrant la cale de la figure 5, et
- la figure 7 est une vue de face illustrant une entrée d'air d'une nacelle d'aéronef.

Sur les figures 1A et 1B, on a représenté un ensemble propulsif d'aéronef comprenant une nacelle 10 dans laquelle est disposée de manière sensiblement concentrique une motorisation reliée par l'intermédiaire d'un mât 12 au reste de l'aéronef. Pour la suite de la description, l'axe longitudinal 14 correspond à l'axe de la motorisation.

La nacelle 10 comprend une première paroi 16 définissant un conduit, une seconde paroi 18, dite extérieure, et une lèvre 20 reliant la première paroi 16 et la seconde paroi 18 définissant une entrée d'air dans laquelle pénètre un flux d'air.

- 5 Une première partie du flux d'air pénétrant dans l'entrée d'air, appelée flux primaire, traverse la motorisation pour participer à la combustion, alors qu'une seconde partie, appelée flux secondaire, entraînée par une soufflante, s'écoule dans un conduit annulaire délimité par la première paroi de la nacelle et la paroi extérieure de la motorisation.
- 10 La lèvre 20 de la nacelle comprend un bord d'attaque 22 qui correspond à la partie frontale de la nacelle.

Même si elle est décrite appliquée à une nacelle, l'invention peut s'appliquer à tous les bord d'attaque d'un aéronef, ces derniers pouvant être courbes dans le cas d'une nacelle ou sensiblement rectilignes dans le cas d'une voilure. En

15 l'absence d'effets liés au moteur, la variation de la position de la ligne de décollement est due aux effets combinés de l'incidence et de la vitesse de l'avion. Pour la suite de la description, on entend par surface aérodynamique, une surface de l'aéronef en contact avec l'air environnant, contre laquelle s'écoule un flux d'air en vol.

- 20 En fonction de certaines caractéristiques du flux d'air, une ligne de décollement peut apparaître au niveau de la surface aérodynamique, ladite ligne de décollement étant plus ou moins éloignée du bord d'attaque.

Dans le cas d'une nacelle, une ligne de décollement 24 peut apparaître au niveau de la surface aérodynamique 26 délimitant le conduit 16 et s'étendant en aval du

25 bord d'attaque 22. Cette ligne de décollement, plus ou moins étendue dans le sens de la circonférence du conduit 16 peut être positionnée comme illustré sur la figure 1A au niveau de la partie basse de la surface aérodynamique 26, par exemple en cas de vol avec une grande incidence de l'avion, au niveau de la partie

haute de la surface aérodynamique 26, par exemple en cas de point fixe à un fort régime moteur ou au niveau d'une partie latérale de la surface aérodynamique 26 comme illustré sur la figure 1B, par exemple en cas de décollage avec un fort vent de travers.

- 5 La position de la ligne de décollement 24 par rapport au bord d'attaque et notamment la distance la séparant du bord d'attaque varie en fonction des conditions de vol.

Ainsi, par exemple, plus l'incidence est élevée et plus cette ligne de décollement se rapproche de la partie frontale (bord d'attaque) de l'entrée d'air, tandis que
10 plus la vitesse de l'avion ou le régime moteur sont élevés, et plus elle s'en éloigne. La ligne de décollement 24 s'étend sur au moins une portion de la circonférence de la nacelle.

Selon l'invention, la surface aérodynamique 26 comprend des sorties d'air 30 disposées selon au moins deux rangées 32 sensiblement parallèles au bord
15 d'attaque 22, les sorties d'air 30 étant disposées de manière décalée, selon une direction perpendiculaire à l'axe longitudinal, pour au moins deux rangées consécutives. Comme illustré sur les figures 3A et 3B, dans le cas de deux rangées les sorties d'air sont alternées.

Le fait de disposer les sorties d'air 30 selon plusieurs rangées sensiblement
20 parallèles au bord d'attaque permet d'augmenter la largeur de la bande traitée par les sorties d'air et autorise les fluctuations de la ligne de décollement dans ladite plage.

La discontinuité des sorties d'air permet de diminuer le débit nécessaire par rapport à une configuration avec plusieurs fentes continues s'étendant selon le
25 sens d'écoulement sur toute la plage.

Par ailleurs, le fait de disposer les sorties d'air 30 de manière décalée d'une rangée à l'autre permet au flux d'air sortant d'une première sortie disposée au niveau d'une rangée en amont de ne pas perturber la sortie d'air disposée au

niveau d'une rangée en aval. Enfin, cette disposition alternée maximise l'effet favorable des tourbillons générés à chaque discontinuité d'orifice sur la stabilisation de l'écoulement.

Comme illustré sur les figures 3A à 3C, les sorties d'air 30 peuvent avoir
5 différentes formes de section.

Ainsi, comme illustré sur la figure 3A, les sorties d'air 30 peuvent avoir une forme en secteur de disque, les formes étant toutes orientées de la même manière d'une rangée à l'autre ou de manière inversée d'une rangée à l'autre, comme illustré sur la figure 3A.

10 Selon une autre variante, les sorties d'air 30 peuvent avoir une section carrée ou rectangulaire comme illustré sur les figures 3B et 3C.

Les sorties d'air sont disposées selon deux rangées, comme illustré sur les figures 3A et 3B, ou selon trois rangées ou plus comme illustré sur la figure 3C.

De plus, la distance entre les rangées peut être constante ou varier entre deux
15 rangées consécutives.

Selon les cas, les rangées pourraient avoir des sorties toutes identiques ou différentes en fonction des rangées ou des zones du bord d'attaque.

Selon les cas, les rangées peuvent s'étendre sur toute la circonférence de la nacelle ou sur au moins une portion de la circonférence, selon la configuration et
20 le domaine opérationnel de l'avion et après identification des zones les plus à risque vis-à-vis des phénomènes de décollement.

Les formes des sorties sont adaptées pour que l'air sortant soit injecté avec une orientation inclinée proche de la surface aérodynamique. A titre indicatif, l'air injecté forme un angle variant de 5 à 45° par rapport à la surface
25 aérodynamique.

Le débit d'air est ajusté afin d'empêcher le décollement du flux aérodynamique.

Selon les variantes, l'air peut être prélevé soit dans le moteur au niveau du flux primaire, soit dans la nacelle au niveau du flux secondaire, soit directement à

l'extérieur via une ou plusieurs écopés, soit au niveau du dégivrage pneumatique du bord d'attaque, une fois l'air refroidie par échange thermique avec les surfaces froides à dégivrer.

Selon une autre caractéristique de l'invention, le dispositif comprend des moyens
5 pour répartir l'air et l'orienter vers certaines sorties en fonction des besoins. Ainsi, le dispositif de l'invention permet de sélectionner la ou les zone(s) traitée(s) et comprend des vannes qui permettent d'orienter le flux d'air injecté vers certains secteurs de l'entrée d'air.

A titre d'exemple, en vol à basse vitesse, seule la partie inférieure de l'entrée
10 d'air a réellement besoin d'être alimentée. Le pilote commande alors l'ouverture des vannes pour alimenter les sorties d'air disposées en partie inférieure de l'entrée d'air.

Sur les figures 4, 5 et 6, on a représenté un mode de réalisation du dispositif selon l'invention appliqué à une nacelle.

15 La nacelle comprend une paroi formant le conduit 16, une paroi 18 formant la surface extérieure, une lèvre 20 et un cadre avant 34 reliant les parois 16 et 18 et supportant la lèvre 20. Différentes configurations sont envisageables pour assurer la liaison entre ces différents éléments.

Selon l'invention, le dispositif comprend au moins une cale 36 intercalée entre
20 deux parois formant la surface aérodynamique, dans l'exemple illustré entre la paroi formant la lèvre 20 et la paroi formant le conduit 16, ladite cale comprenant au niveau des surfaces en contact avec la paroi 16 et la lèvre 20 des formes en saillie et/ou en creux autorisant le passage de l'air depuis la zone interne de la nacelle vers la zone externe, de part et d'autre de ladite cale 36.

25 Pour la description, on appelle la zone intérieure de la nacelle, la zone délimitée par les parois 16 et 18 et la lèvre 20. La zone extérieure comprend notamment la veine d'air s'écoulant dans le conduit 16.

Les formes en saillie et/ou en creux de la cale en contact avec la lèvre 20 forment une première rangée de sorties d'air, les formes en saillie et/ou en creux de la cale en contact avec la paroi 16 formant une seconde rangée de sorties d'air.

- 5 Comme illustré sur les figures 4, 5 et 6, les sorties d'air sont de type affleurant. Ainsi, la cale 36 comprend une surface extérieure 38 dans le prolongement de la surface aérodynamique 26, une première surface inclinée 40 en contact avec la paroi 16 formant un angle aigu avec la surface extérieure 38, une seconde surface inclinée 42 en contact avec la lèvre 20 sensiblement parallèle à la
- 10 première surface inclinée 40. L'inclinaison des première et seconde surfaces 40 et 42 permet d'ajuster l'angle d'inclinaison du flux d'air injecté via les sorties d'air 30.

Les formes en creux et/ou en saillie sont ménagées au niveau des surfaces inclinées 40 et 42 et débouchent d'une part au niveau de la surface

15 extérieure 38, et d'autre part, au niveau de la zone interne, les formes en saillie et/ou en creux étant disposées de manière alternée d'une face à l'autre.

Selon un mode de réalisation amélioré, la cale 36 comprend une partie 44 de faible épaisseur qui se prolonge sous la lèvre 20 et une surface intérieure 46 avec un décrochement pour loger une partie de la paroi 16. Dans ce cas, la

20 première série de formes en saillie et/ou en creux s'étendent depuis la surface de la partie 44 en contact avec la lèvre 20 jusqu'à la surface extérieure 38 et la seconde série de formes en saillie et/ou en creux s'étendent depuis la surface intérieure 46 jusqu'à la surface extérieure 38.

La cale 36 peut comprendre une seule pièce qui s'étend sur au moins une partie

25 de la circonférence de la nacelle ou comprendre plusieurs tronçons mis bout à bout s'étendant sur au moins une partie de la circonférence.

Selon les variantes, le dispositif peut comprendre selon la direction de l'axe longitudinal une cale 36 ou plusieurs cales 36 accolées ou non.

Selon un mode de réalisation, le cadre avant 34 et la lèvre 20 délimitent une zone qui peut être compartimentée afin de séparer l'alimentation en air des sorties 30. Ainsi en alimentant, un ou plusieurs compartiment(s), on peut rendre actives certaines sorties d'air et pas d'autres.

REVENDEICATIONS

1. Bord d'attaque d'aéronef prolongé par une surface aérodynamique (26) au niveau de laquelle s'écoulent un flux aérodynamique et où sont disposées des sorties d'air (30) en vue d'empêcher le décollement dudit flux aérodynamique, les sorties d'air (30) étant disposées selon au moins deux rangées (32) sensiblement
5 parallèles au bord d'attaque (22) et de manière décalée pour au moins deux rangées consécutives, caractérisé en ce qu'il comprend au moins une cale (36) intercalée entre deux parois formant la surface aérodynamique (26), ladite cale comprenant d'une part une surface extérieure (38) dans le prolongement de la surface aérodynamique (26), une première surface inclinée (40) en contact avec
10 la première paroi formant la surface aérodynamique et une seconde surface inclinée (42) en contact avec la seconde paroi formant la surface aérodynamique, et d'autre part, des formes en saillie et/ou en creux ménagées au niveau des surfaces inclinées (40, 42) et disposées de manière alternée d'une face à l'autre autorisant le passage de l'air de part et d'autre de la surface
15 aérodynamique (26).

2. Bord d'attaque d'aéronef selon la revendication 1, caractérisé en ce que les formes des sorties (30) sont adaptées pour que l'air sortant soit injecté avec une orientation inclinée proche de la surface aérodynamique.

3. Bord d'attaque d'aéronef selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce
20 qu'il comprend des moyens pour répartir l'air et l'orienter vers certaines sorties.

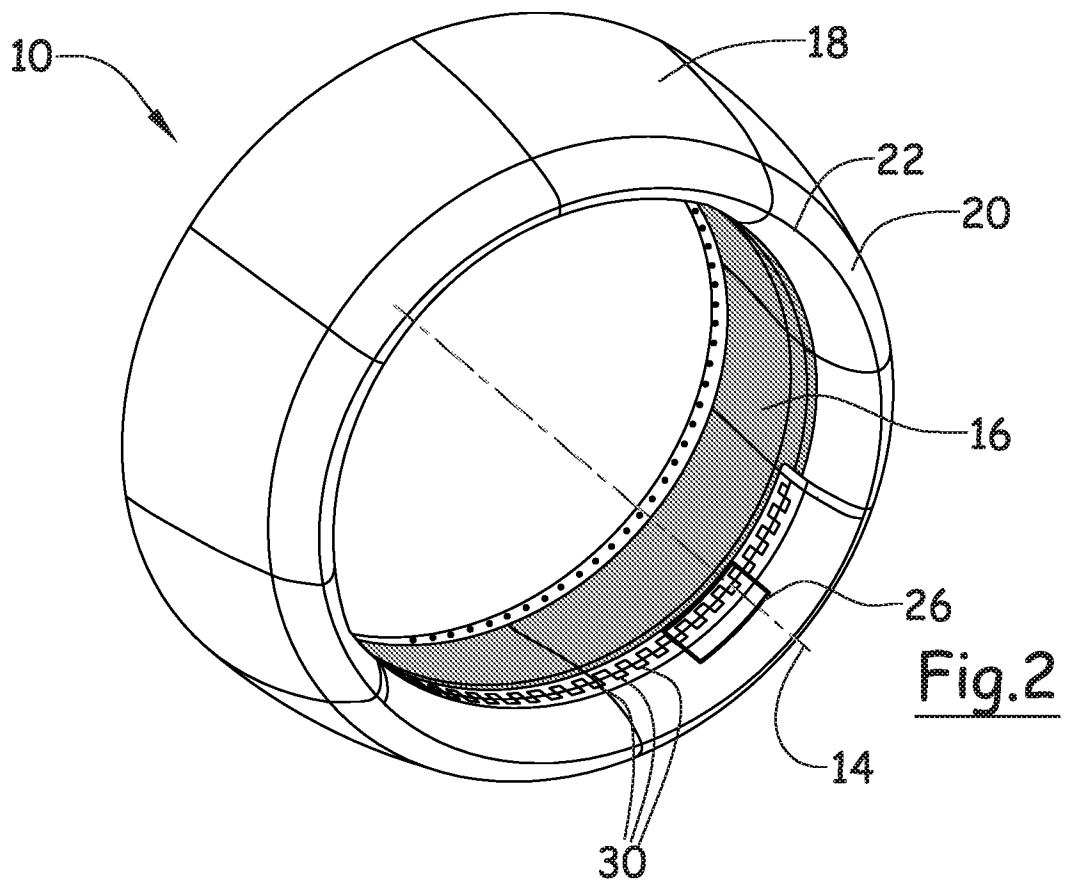
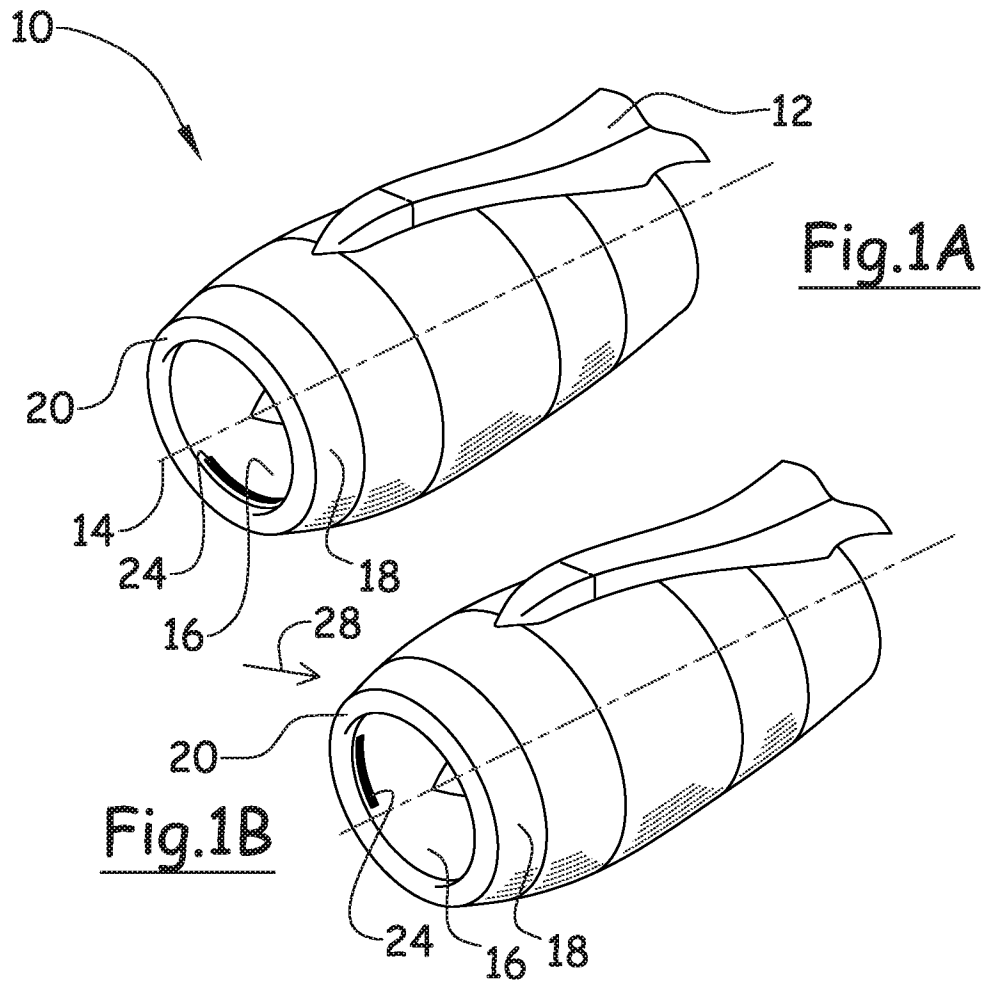
4. Nacelle d'aéronef comprenant une lèvre (20) reliant une surface extérieure (18) et un conduit (16) à l'intérieur duquel est placée une motorisation, ladite lèvre (20) formant un bord d'attaque prolongé par ledit conduit (16) au niveau duquel sont disposées des sorties d'air (30) disposées selon
25 au moins deux rangées (32) sensiblement parallèles au bord d'attaque (22) et de

manière décalée pour au moins deux rangées consécutives, caractérisée en ce qu'elle comprend au moins une cale (36) intercalée entre deux parois formant ledit conduit (16), ladite cale comprenant d'une part une surface extérieure (38) dans le prolongement de la surface dudit conduit (16), une première surface
5 inclinée (40) en contact avec la première paroi formant ledit conduit (16) et une seconde surface inclinée (42) en contact avec la seconde paroi formant ledit conduit (16), et d'autre part, des formes en saillie et/ou en creux ménagées au niveau des surfaces inclinées (40, 42) et disposées de manière alternée d'une face à l'autre autorisant le passage de l'air.

10 5. Nacelle d'aéronef selon la revendication 4, caractérisée en ce qu'elle comprend au moins une cale (36) entre la paroi formant la lèvre (20) et la paroi formant le conduit (16).

6. Nacelle d'aéronef selon la revendication 4 ou 5, caractérisée en ce qu'elle comprend une zone à l'intérieur de la lèvre (20) compartimentée afin de séparer
15 l'alimentation en air des sorties (30).

1/3



2/3

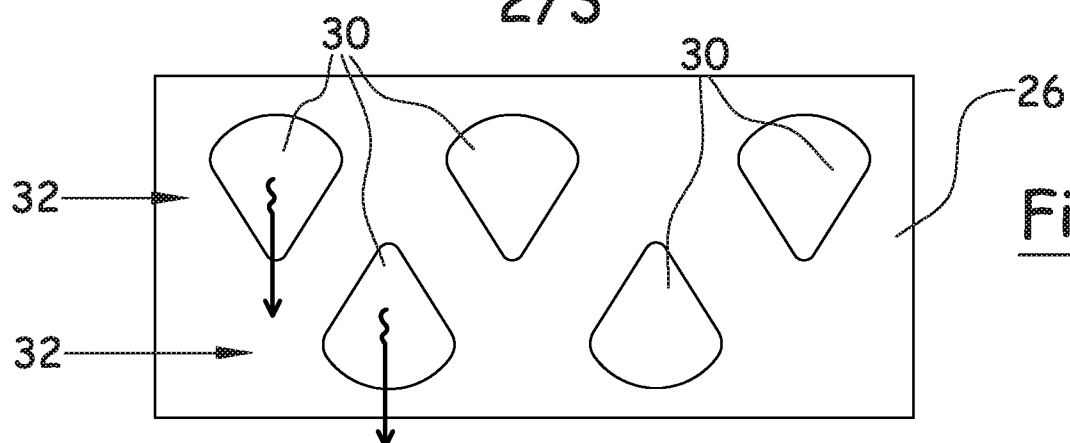


Fig.3A

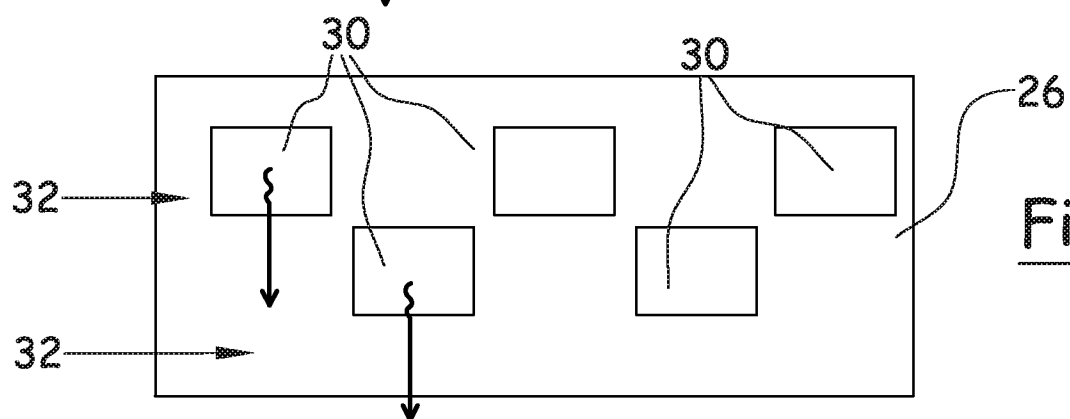


Fig.3B

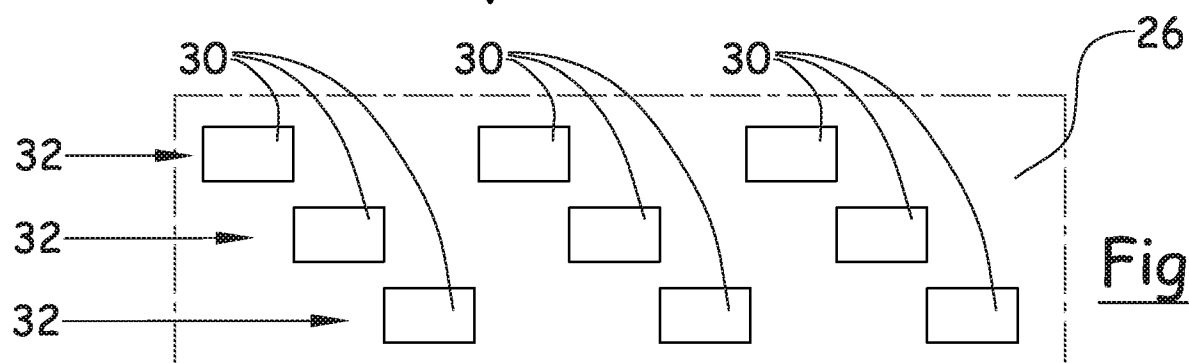
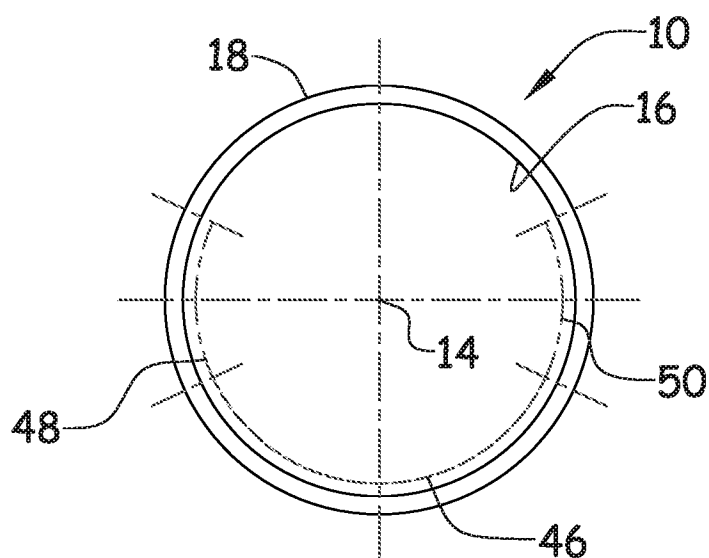


Fig.3C

Fig.7



3/3

