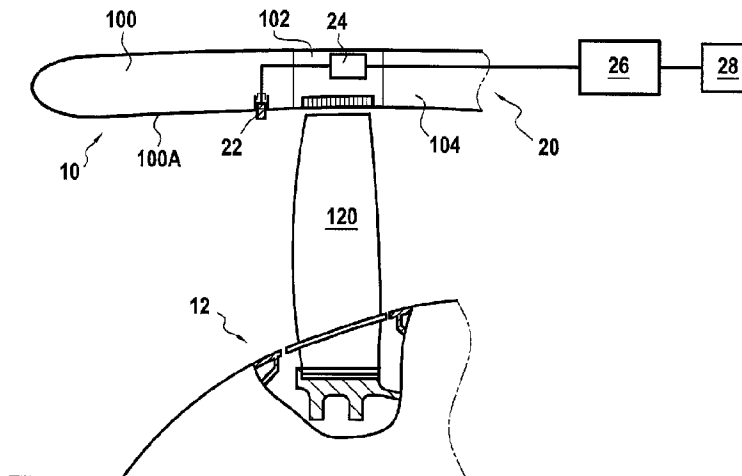




(86) **Date de dépôt PCT/PCT Filing Date:** 2014/01/09
(87) **Date publication PCT/PCT Publication Date:** 2014/07/24
(45) **Date de délivrance/Issue Date:** 2020/10/27
(85) **Entrée phase nationale/National Entry:** 2015/07/16
(86) **N° demande PCT/PCT Application No.:** FR 2014/050026
(87) **N° publication PCT/PCT Publication No.:** 2014/111642
(30) **Priorité/Priority:** 2013/01/18 (FR1350449)

(51) **Cl.Int./Int.Cl.** **F02C 7/045** (2006.01),
B64D 29/06 (2006.01), **F02C 7/057** (2006.01),
F02K 3/062 (2006.01)
(72) **Inventeurs/Inventors:**
ROMANO, PASCAL, FR;
BONNEAU, VIRGINIE, FR;
SENSIAU, CLAUDE, FR
(73) **Propriétaire/Owner:**
SNECMA, FR
(74) **Agent:** LAVERY, DE BILLY, LLP

(54) **Titre : MANCHE D'ENTREE D'AIR ACOUSTIQUEMENT OPTIMISEE**
(54) **Title: ACOUSTICALLY OPTIMIZED AIR INLET SLEEVE**



(57) **Abrégé/Abstract:**

Structure de nacelle (10) entourant une soufflante, comprenant une manche d'entrée d'air (100) ayant une surface intérieure (100A) définissant un canal d'alimentation en air; et au moins un anneau (22) disposé dans cette manche d'entrée d'air et mobile sélectivement entre une position déployée, dans laquelle cet anneau est déplacé radialement vers l'intérieur depuis la surface intérieure pour fournir un obstacle aux ondes de chocs issues de la soufflante, et une position escamotée, dans laquelle l'anneau est déplacé radialement vers l'extérieur à partir de la position déployée pour venir affleurer la surface intérieure et ainsi reconstituer le canal d'alimentation en air.

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international

(10) Numéro de publication internationale

WO 2014/111642 A1(43) Date de la publication internationale
24 juillet 2014 (24.07.2014)**WIPO | PCT**

(51) Classification internationale des brevets :

F02C 7/045 (2006.01) *F02C 7/057* (2006.01)*B64D 29/06* (2006.01) *F02K 3/062* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2014/050026

(22) Date de dépôt international :

9 janvier 2014 (09.01.2014)

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

1350449 18 janvier 2013 (18.01.2013)

FR

(71) Déposant : SNECMA [FR/FR]; 2 Boulevard du Général
Martial Valin, F-75015 Paris (FR).(72) Inventeurs : ROMANO, Pascal; c/o Snecma PI (AJI),
Rond-Point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR). BONNEAU, Virginie; c/o Snecma PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR). SENSIAU, Claude; c/o Snecma PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR).

(74) Mandataires : DAVID, Alain et al.; Cabinet Beau de Lomenie, 158 Rue de l'Université, F-75340 PARIS Cedex 07 (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, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, 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, IR, IS, JP, KE, KG, 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, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

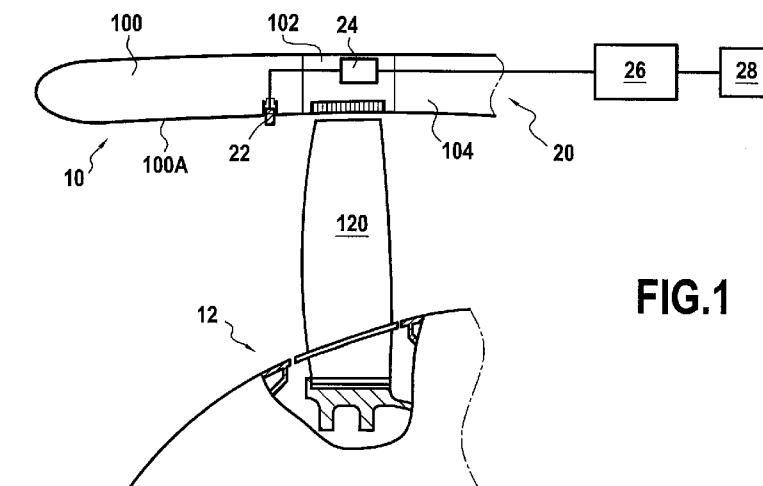
(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

(54) Title : ACOUSTICALLY OPTIMIZED AIR INLET SLEEVE

(54) Titre : MANCHE D'ENTRÉE D'AIR ACOUSTIQUEMENT OPTIMISÉE

**FIG.1**

(57) Abstract : The invention relates to a nacelle structure (10) surrounding a blower, including an air inlet sleeve (100) having an inner surface (100A) defining an air supply channel; and at least one ring (22) arranged in said air inlet sleeve and selectively movable between a deployed position in which said ring is radially inwardly moved from the inner surface in order to provide an obstacle to the shock waves from the blower, and a retracted position in which the ring is radially outwardly moved from the deployed position such as to become flush with the inner surface and thus reconstitute the air supply channel.

(57) Abrégé : Structure de nacelle (10) entourant une soufflante, comprenant une manche d'entrée d'air (100)

[Suite sur la page suivante]

WO 2014/111642 A1

ayant une surface intérieure (100A) définissant un canal d'alimentation en air; et au moins un anneau (22) disposé dans cette manche d'entrée d'air et mobile sélectivement entre une position déployée, dans laquelle cet anneau est déplacé radialement vers l'intérieur depuis la surface intérieure pour fournir un obstacle aux ondes de chocs issues de la soufflante, et une position escamotée, dans laquelle l'anneau est déplacé radialement vers l'extérieur à partir de la position déployée pour venir affleurer la surface intérieure et ainsi reconstituer le canal d'alimentation en air.

MANCHE D'ENTREE D'AIR ACOUSTIQUEMENT OPTIMISEE**Arrière-plan de l'invention**

La présente invention concerne le domaine aéronautique et plus particulièrement les manches d'entrée d'air de nacelles de turbomachines, 5 turboréacteurs et turbopropulseurs d'avion.

De façon classique, les moteurs d'avion sont enveloppés dans des nacelles situées à divers endroits de l'avion, sur ou sous une aile ou encore sur le fuselage arrière par exemple, et comprenant une manche d'entrée 10 d'air orientée dans l'axe de celui-ci, avec un bord d'attaque globalement annulaire à l'avant, et présentant un profil aérodynamique destiné à assurer le guidage de l'air aspiré par le moteur.

Les émissions sonores de ces moteurs ont pour origine principale 15 d'une part le jet en sortie de tuyère et d'autre part le bruit de la soufflante résultant de la rotation et du passage des aubes mobiles devant le carter de la soufflante.

Aux régimes transsoniques où les nombres de Mach de l'écoulement 20 sont localement supérieurs à 1 sur les aubes, des ondes de chocs se forment aux bord d'attaque de ces aubes et, en décrivant une spirale, se propagent vers l'amont de la manche avec une amplitude décroissante, de sorte à créer un bruit de raies multiple de la fréquence de passage de ces aubes.

25 Afin de limiter les effets du bruit émis vers l'avant par le moteur en direction du sol et donc particulièrement audibles lors des opérations de décollage et d'atterrissage, on a proposé d'utiliser des nacelles ayant un profil d'entrée en forme de biseau. Le plan d'entrée du moteur est ainsi

incliné vers l'arrière par allongement de la partie inférieure de la manche d'entrée d'air. Toutefois, cet allongement s'oppose aux contraintes de masse actuelles qui tendent au contraire à raccourcir au maximum les manches d'entrée d'air.

5

Une autre solution, connue notamment pour réduire le bruit de choc, est illustrée par la demande EP1783346 qui propose de modifier le carter de soufflante en réalisant dans celui-ci des rainures ou raccords (splices) de façon à empêcher la remontée des ondes de chocs dans la manche d'entrée d'air. Malheureusement, ces rainures entraînent une dégradation notable des performances acoustiques de la manche sur les autres types de bruit et elles ont en outre une influence négative sur les performances du moteur pendant le régime de croisière.

10

Objet et résumé de l'invention

15

La demanderesse s'est donc fixée l'objectif de trouver un moyen simple d'atténuer le bruit provoqué par la soufflante d'un moteur d'avion et notamment le bruit de choc au décollage sans apporter aucune nuisance sur les performances aérodynamiques en régime de croisière.

20

Ce but est atteint par une structure de nacelle entourant une soufflante, comprenant :

une manche d'entrée d'air ayant une surface intérieure définissant un canal d'alimentation en air ; et

25

au moins un anneau disposé dans ladite manche d'entrée d'air et mobile sélectivement entre une position déployée, dans laquelle ledit au moins un anneau est déplacé radialement vers l'intérieur depuis ladite surface intérieure et sans s'en écarter pour former un obstacle continu aux ondes de chocs issues de ladite soufflante, et une position escamotée, dans laquelle ledit au moins un anneau est déplacé radialement vers l'extérieur à

partir de ladite position déployée pour venir affleurer ladite surface intérieure et ainsi reconstituer ledit canal d'alimentation en air.

5 Avec cette structure rétractable assurant une continuité circonférentielle et radiale, il devient possible d'obtenir une diminution sensible voire une suppression du bruit de choc acoustique émis par les aubes mobiles de la soufflante sans influencer les performances au régime de croisière du moteur.

10 Avantageusement, la structure de nacelle comprend un actionneur relié à ledit au moins un anneau, une unité de commande en communication avec ledit actionneur et un capteur, ledit capteur détectant des premier et second états correspondant respectivement aux dites positions déployée et escamotée, ladite unité de commande étant configurée pour commander le
15 déplacement dudit au moins un anneau entre lesdites positions déployée et escamotée en réponse aux dits premier et second états détectés par ledit capteur.

Lorsque ladite soufflante est une soufflante de turbomachine
20 d'aéronef, lesdits premier et second états correspondent respectivement à l'engagement des opérations de décollage ou d'atterrissage dudit aéronef et à l'engagement du régime de croisière dudit aéronef.

De préférence, ledit au moins un anneau est formé par une pluralité
25 de segments annulaires disposés de manière circonférentielle et ledit au moins un anneau est disposé à quelques dizaines de centimètres d'un bord d'attaque des aubes de ladite soufflante et mesure quelques millimètres de hauteur et d'épaisseur.

30 Selon un mode de réalisation particulier, la structure de nacelle comporte trois anneaux espacés axialement, chacun desdits anneaux

mesurant au plus quelques millimètres d'épaisseur et de hauteur et étant espacés entre eux d'une dizaine de centimètres.

La présente invention concerne également une turbomachine
5 d'aéronef comportant la structure de nacelle précitée et un procédé d'atténuation de bruit dans un canal d'alimentation en air d'une structure de nacelle entourant une soufflante, comprenant les étapes consistant à:

détecter un premier état ;

en réponse au dit premier état, déployer au moins un anneau
10 radialement vers l'intérieur depuis une surface intérieure de ladite structure de nacelle définissant un canal d'alimentation en air, pour fournir un obstacle aux ondes de chocs issues de ladite soufflante ;

détecter un second état différent du premier ; et

en réponse au dit second état, escamoter ledit au moins un anneau
15 radialement vers l'extérieur à partir de ladite position déployée pour venir affleurer ladite surface intérieure et ainsi reconstituer ledit canal d'alimentation en air.

Brève description des dessins

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention seront mieux
20 compris à la lecture de la description qui va suivre d'un mode de réalisation de l'invention en référence aux dessins annexés sur lesquels :

La figure 1 représente une vue en demi-coupe partielle longitudinale d'une nacelle entourant une soufflante de turbomachine et munie d'un
25 système de réduction des bruits acoustiques selon l'invention,

La figure 1A représente en perspective la manche d'entrée d'air de la nacelle de la figure 1,

La figure 2 représente une vue développée de la manche d'entrée d'air de la nacelle de la figure 1A, et

La figure 3 représente une vue en demi-coupe partielle longitudinale de la nacelle de la figure 1 munie d'un second exemple de réalisation d'un système de réduction des bruits acoustiques selon l'invention.

Description d'un mode préférentiel de réalisation de l'invention

La figure 1 représente en demi-coupe longitudinale partielle une nacelle 10 entourant une soufflante 12 d'un groupe motopropulseur de turbomachine, par exemple un turboréacteur d'avion. Classiquement, cette nacelle comporte, disposés dans le sens du flux d'air la traversant (de gauche à droite sur la figure 1 et référencée F sur la figure 2), une partie annulaire avant ou manche d'entrée d'air 100, une partie annulaire intermédiaire ou carter de soufflante 102 et une partie annulaire arrière 104. La nacelle est en général solidarisée à la structure de l'avion au moyen d'un mat ou pylône (non représenté).

La manche d'entrée d'air et particulièrement sa surface intérieure 100A formant un canal d'alimentation en air est conformée pour assurer un écoulement sans turbulence aux différents régimes de vol, décollage, croisière et atterrissage depuis son bord d'attaque jusqu'aux aubes mobiles de la soufflante.

Actuellement, les allers retours entre les mécaniciens, les aérodynamiciens et les acousticiens lors de la phase de conception des aubes mobiles de soufflante deviennent de plus en plus complexes tant les enjeux sont importants et les objectifs de chaque domaine ambitieux et parfois antagonistes. En outre, chaque paramètre modifié sur une aube

influence différemment les performances mécanique, aérodynamique et acoustique, de sorte qu'il devient essentiel de trouver une solution technique qui permette une réduction de bruit sans impacter le dessin de l'aube mobile de soufflante.

5

La présente invention apporte cette solution avec un système actif de réduction (voir de suppression) du bruit émis vers l'avant de la manche d'entrée d'air et notamment du bruit de choc issue de la soufflante sans influencer les performances en régime de croisière qui est un régime clé
10 pour les performances du moteur.

Comme le montrent les figures 1 et 1A, ce système 20 consiste à incorporer dans la manche d'entrée d'air 100, en amont des aubes mobiles 120 de la soufflante 12, au moins un anneau 22 mobile sélectivement entre
15 une position déployée, dans laquelle cet anneau est déplacé radialement vers l'intérieur depuis la surface intérieure 100A de la manche d'entrée d'air et sans s'en écarter pour former un obstacle continu aux ondes de chocs issues de la soufflante, et une position escamotée (en traits pointillés), dans laquelle cet anneau est déplacé radialement vers l'extérieur à partir de la
20 position déployée précédente pour venir affleurer la surface intérieure et ainsi reconstituer le profil aérodynamique du canal d'alimentation en air. La continuité circonférentielle et radiale ainsi obtenue garantie une barrière aux ondes de chocs, lesquelles sont situées vers 80 à 90% de hauteur de veine sur toute la circonférence.

25

L'anneau 22 est actionné via un ou plusieurs actionneurs 24 relié(s) à une unité de commande 26, elle-même en liaison avec un capteur 28 en mesure de détecter des premier et second états correspondant respectivement aux deux positions déployée et escamotée de l'anneau. Ainsi,
30 l'unité de commande est configurée pour commander le déplacement de l'anneau entre ces deux positions en réponse à chacun des premier et

second états détectés par le capteur. Ceci permet de désactiver le système 20 au point de croisière où les performances aérodynamiques auraient été dégradées et de ne l'utiliser qu'aux points à finalité acoustique (décollage, atterrissage ou approche).

5

Comme l'illustre la figure 1A, l'anneau 22 est formé par une pluralité de segments annulaires (par exemple 22A, 22B, 22C, 22D) disposés de manière circonférentielle (avec une continuité azimutale) autour de la manche d'entrée d'air 100, le nombre et les dimensions (longueur déployée) 10 seront dépendants des dimensions de la soufflante sur laquelle sera mis en place le système de réduction de bruit, de l'amplitude du choc et de la décroissance de celui-ci. Par exemple, pour un moteur de faible diamètre (48 pouces soit environ 1,2 mètres) destiné à l'aviation civile régionale pour lequel le bruit de choc n'est pas critique car la vitesse de rotation du moteur 15 est faible, il semble suffisant de ne positionner qu'un seul anneau. Cet anneau pourra être disposé à quelques dizaines de cm (typiquement 30 à 40 cm) du bord d'attaque des aubes de soufflante et mesurer quelques mm de hauteur et d'épaisseur (typiquement entre 1 et 5 mm). Avec une optimisation judicieuse, on peut obtenir des gains de plusieurs dB dans la 20 réduction des bruits de chocs incident I remontant des aubes de la soufflante et réfléchis R par le ou les anneaux (voir la figure 2).

La figure 3 illustre un second mode de réalisation du système 20 de réduction de bruit dans lequel la manche d'entrée d'air 100 comporte trois 25 anneaux 22, 32, 42 espacés axialement en amont de la soufflante 12 et qui comme précédemment peuvent chacun prendre une position déployée (en traits pointillés) et une position escamotée. Dans la position déployée, ces trois anneaux dont le plus proche de la soufflante pourra être situé à une trentaine de centimètres de celui-ci, seront de préférence espacés entre eux 30 d'une dizaine de centimètres. Pour des raisons d'encombrement, chaque anneau mesure au plus quelques millimètres d'épaisseur et de hauteur.

Comme dans l'exemple précédent, la commande du déplacement des anneaux est réalisée à partir d'une unité de commande selon le processus consistant à: détecter un premier état ; en réponse à ce premier état,

5 déployer simultanément (ou successivement) ces anneaux radialement vers l'intérieur depuis la surface intérieure de la manche d'entrée d'air définissant un canal d'alimentation en air, pour fournir un obstacle aux ondes de chocs issues de la soufflante ; détecter un second état différent du premier ; et en réponse à ce second état, escamoter les anneaux radialement vers

10 l'extérieur à partir de la position déployée pour venir affleurer la surface intérieure et ainsi reconstituer le canal d'alimentation en air.

Lorsque la soufflante est une soufflante de turbomachine d'aéronef, ces premier et second états correspondent alors respectivement à

15 l'engagement des opérations de décollage ou d'atterrissage de l'aéronef et à l'engagement de son régime de croisière.

Revendications

1. Structure de nacelle entourant une soufflante, comprenant :
 - 5 une manche d'entrée d'air ayant une surface intérieure définissant un canal d'alimentation en air ; et
 - au moins un anneau disposé dans ladite manche d'entrée d'air, ledit au moins un anneau étant formé par une pluralité de segments annulaires disposés de manière circonférentielle, ledit au moins un anneau
 - 10 étant mobile sélectivement entre une position déployée, dans laquelle ledit au moins un anneau est déplacé radialement vers l'intérieur depuis ladite surface intérieure et sans s'en écarter pour fournir un obstacle à continuité circonférentielle et radiale aux ondes de chocs issues de ladite soufflante et réfléchies par ledit au moins un anneau, et une position escamotée, dans
 - 15 laquelle ledit au moins un anneau est déplacé radialement vers l'extérieur à partir de ladite position déployée pour venir affleurer ladite surface intérieure et ainsi reconstituer ledit canal d'alimentation en air.
2. Structure de nacelle selon la revendication 1,
 - 20 comprenant de plus un actionneur relié à ledit au moins un anneau, un dispositif de commande en communication avec ledit actionneur et un capteur, ledit capteur détectant des premier et second états correspondant respectivement aux dites positions déployée et escamotée, ledit dispositif de commande étant configuré pour commander le déplacement dudit au moins
 - 25 un anneau entre lesdites positions déployée et escamotée en réponse aux dits premier et second états détectés par ledit capteur.

3. Structure de nacelle selon la revendication 2, dans laquelle ladite soufflante est une soufflante de turbomachine d'aéronef et lesdits premier et second états correspondent respectivement à l'engagement des opérations de décollage ou d'atterrissage dudit aéronef et
5 à l'engagement du régime de croisière dudit aéronef.

4. Structure de nacelle selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans laquelle ledit au moins un anneau est disposé axialement à d'un bord d'attaque des aubes de ladite soufflante.

10

5. Structure de nacelle selon la revendication 1, comportant trois anneaux espacés axialement.

6. Procédé de réduction de bruit dans un canal d'alimentation en air d'une structure de nacelle entourant une soufflante, comprenant les étapes consistant à :

détecter un premier état ;
en réponse au dit premier état, déployer au moins un anneau, formé par une pluralité de segments annulaires disposés de manière
20 circonférentielle, radialement vers l'intérieur depuis une surface intérieure de la structure de nacelle définissant un canal d'alimentation en air et sans s'en écarter, pour former un obstacle à continuité circonférentielle et radiale aux ondes de chocs issues de la soufflante et réfléchies par le, au moins un anneau ;

25 détecter un second état différent du premier ; et
en réponse au second état, escamoter le, au moins un anneau radialement vers l'extérieur à partir de la position déployée pour venir affleurer la surface intérieure et ainsi reconstituer le canal d'alimentation en air.

7. Procédé de réduction de bruit selon la revendication 6, dans lequel la soufflante est une soufflante de turbomachine d'aéronef et les premier et second états correspondent respectivement à l'engagement des opérations de décollage ou d'atterrissage de l'aéronef et à l'engagement du régime de croisière de l'aéronef.

8. Turbomachine d'aéronef comportant une structure de nacelle selon l'une quelconque des revendications 1 à 5.

1/1

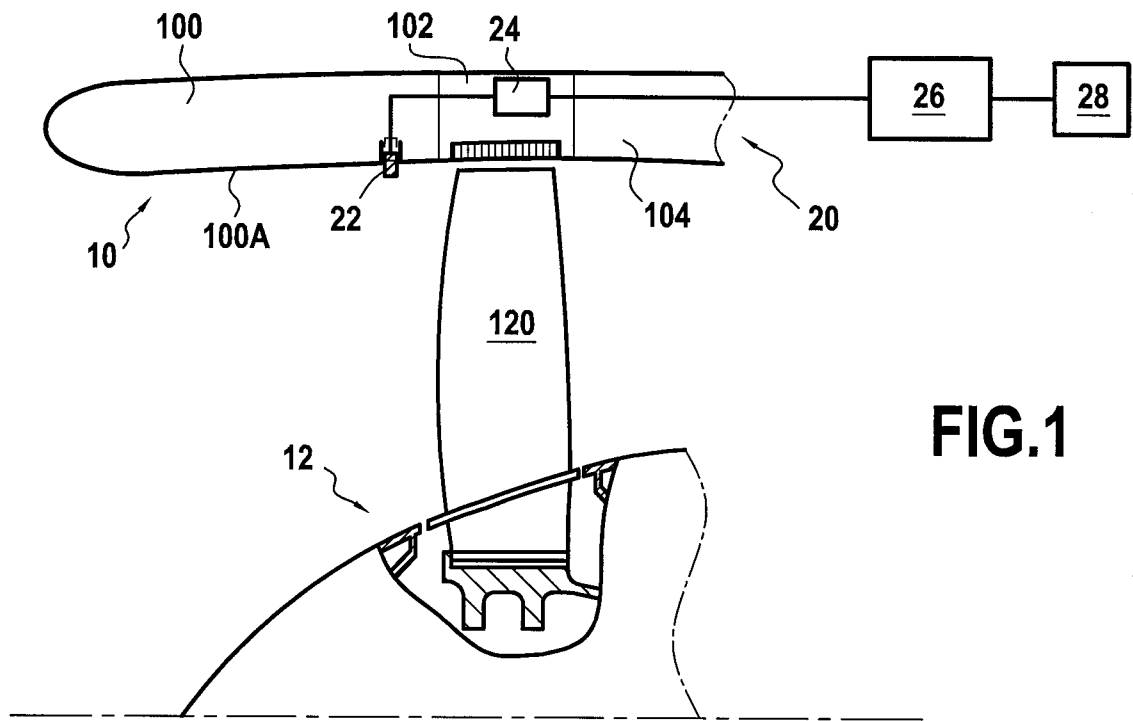


FIG.1

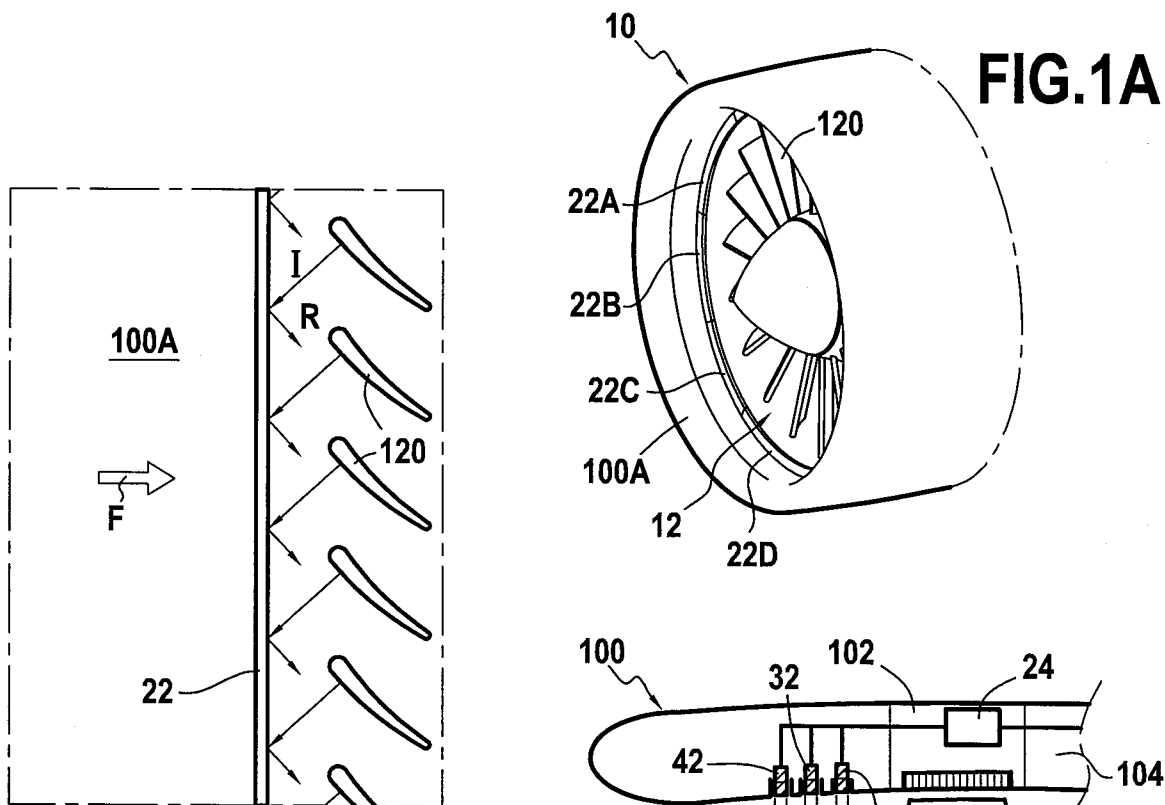


FIG.1A

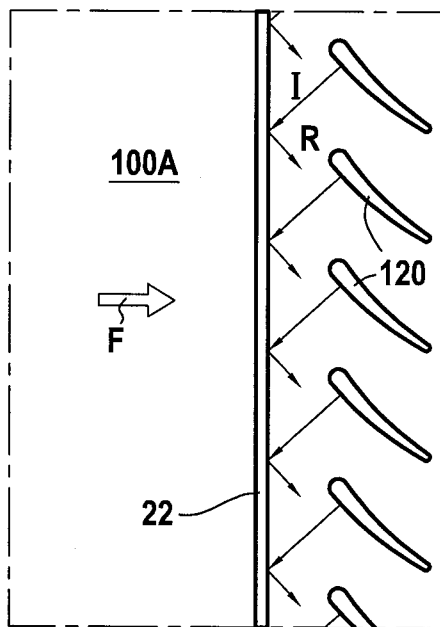


FIG.2

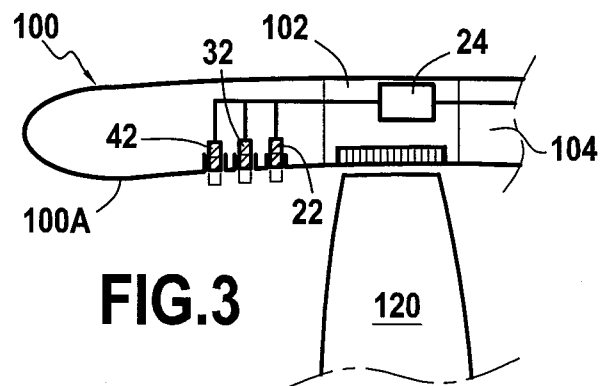


FIG.3

