

(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
28 août 2008 (28.08.2008)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2008/102068 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 29/08 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2007/001923

(22) Date de dépôt international :
23 novembre 2007 (23.11.2007)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0701059 14 février 2007 (14.02.2007) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : AIR-
CELLE [FR/FR]; route du Pont 8, F-76700 Gonfreville
L'Orcher (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) :

VAUCHEL, Guy, Bernard [FR/FR]; 6, Allée Pont
Durand, F-76600 Le Havre (FR). **HILLEREAU, Nicolas**
[FR/FR]; 22, rue Louis Eudier, F-76600 Le Havre (FR).
COLLIER, Jérôme [FR/FR]; 16 rue Franklin, F-76600
Le Havre (FR). **CHOUARD, Pierre-Alain** [FR/FR]; 3,
Square de Clignancourt, F-75018 Paris (FR). **LEFORT,**
Guillaume [FR/FR]; 37 rue Proudhon, F-75012 Paris
(FR).

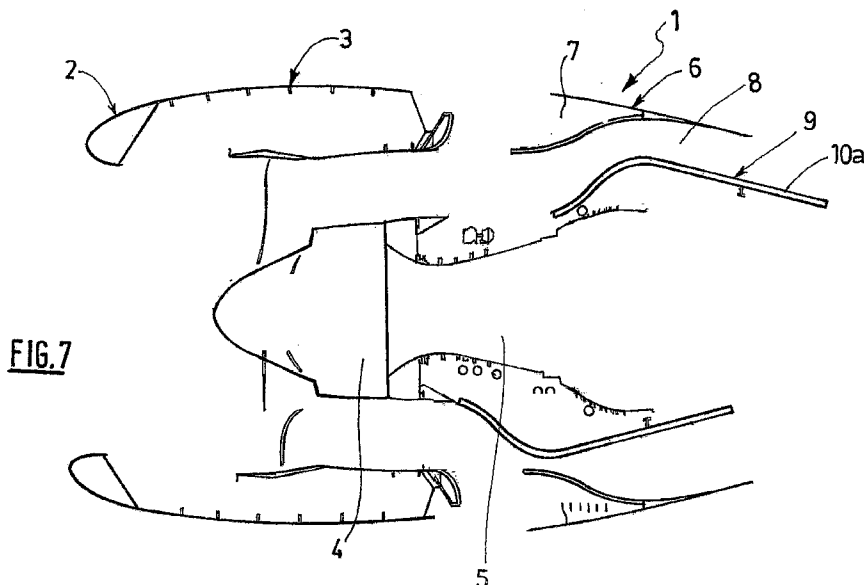
(74) Mandataire : **CABINET GERMAIN & MAUREAU**;
39, rue de Liège, F-75008 Paris (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, 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, RO,
RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM,
TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: NACELLE FOR THE JET ENGINE OF AN AIRCRAFT

(54) Titre : NACELLE DE MOTEUR A REACTION POUR UN AVION



(57) Abstract: The invention relates to a nacelle for a turbojet, of the type comprising a downstream structure having an outer structure (6) that defines, together with an inner concentric structure (9) for surrounding the downstream portion of the turbojet, an annular flow channel (8), characterised in that a portion at least of said inner structure (9) is mounted so as to be capable of a translation movement along the longitudinal axis of the nacelle so that it can move between a working position, in which the inner structure acts as a casing for the downstream portion of the turbojet, and a maintenance position in which the inner structure exposes said downstream portion of the turbojet.

[Suite sur la page suivante]

WO 2008/102068 A1



(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, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, PL,

PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale

(57) **Abrégé :** La présente invention se rapporte à une nacelle pour turboréacteur, du type comportant une structure aval comprenant une structure externe (6) qui définit, avec une structure interne (9) concentrique destinée à entourer une partie aval du turboréacteur, un canal annulaire d'écoulement (8), caractérisée en ce qu'au moins une partie de ladite structure interne (9) est montée mobile en translation le long d'un axe longitudinal' de la nacelle de manière à pouvoir se déplacer entre une position de travail dans laquelle la structure interne fait office de carter de la partie aval du turboréacteur et une position de maintenance dans laquelle la structure interne découvre ladite partie aval du turboréacteur.

Nacelle de moteur à réaction pour un avion

L'invention concerne une nacelle de turboréacteur pour un avion, du type comportant une structure aval comprenant une structure externe qui définit, avec une structure interne concentrique destinée à entourer une partie
5 aval du turboréacteur, un canal annulaire d'écoulement, canal également appelé veine.

Un avion est mu par plusieurs turboréacteurs logés chacun dans une nacelle abritant également un ensemble de dispositifs d'actionnement annexes liés à son fonctionnement et assurant diverses fonctions lorsque le
10 turboréacteur est en fonctionnement ou à l'arrêt. Ces dispositifs d'actionnement annexes comprennent notamment un système mécanique d'actionnement d'inverseurs de poussée.

Une nacelle présente généralement une structure tubulaire comprenant une entrée d'air en amont du turboréacteur, une section médiane destinée à entourer une soufflante du turboréacteur, une section aval abritant des moyens d'inversion de poussée et destinée à entourer la chambre de combustion du turboréacteur, et est généralement terminée par une tuyère d'éjection dont la sortie est située en aval du turboréacteur.
15

Les nacelles modernes sont destinées à abriter un turboréacteur double flux apte à générer par l'intermédiaire des pâles de la soufflante en rotation un flux d'air chaud (également appelé flux primaire) issu de la chambre de combustion du turboréacteur, et un flux d'air froid (flux secondaire) qui circule à l'extérieur du turboréacteur à travers un passage annulaire, également
20 appelé veine.

Une nacelle pour un tel moteur présente généralement une structure externe, dite Outer Fixed Structure (OFS), qui définit, avec une structure interne concentrique, dite Inner Fixed Structure (IFS), entourant la structure du moteur proprement dite en arrière de la soufflante, la veine
30 destinée à canaliser le flux d'air froid qui circule à l'extérieur du moteur. Les flux primaire et secondaire sont éjectés du moteur par l'arrière de la nacelle.

Chaque ensemble propulsif de l'avion est ainsi formé par une nacelle et un moteur, et est suspendu à une structure fixe de l'avion, par exemple sous une aile ou sur le fuselage, par l'intermédiaire d'un pylône ou
35 mât rattaché au moteur ou à la nacelle.

La structure interne de la nacelle est usuellement formée de deux demi-coquilles de forme sensiblement hémicylindrique, de part et d'autre d'un plan vertical longitudinal de symétrie de la nacelle, et montées mobiles de manière à pouvoir se déployer entre une position de travail et une position de maintenance en vue de donner accès au moteur pour des opérations de maintenance.

Selon l'état de la technique, les deux demi-coquilles sont généralement montées pivotantes autour d'un axe longitudinal formant charnière en partie supérieure (à 12 heures) de l'inverseur. Les demi-coquilles sont maintenues en position de fermeture au moyen de verrous disposés le long d'une ligne de jonction située en partie inférieure (à 6 heures).

Pour ce faire, il est au préalable nécessaire d'ouvrir la structure externe pour pouvoir ouvrir les demi-coquilles. Les structures externe et interne sont liées et maintenues ouvertes par un système de vérins et de bielles.

Selon certains modes de réalisation, chaque demi-coquille de la structure interne est reliée solidairement à la demi-coquille correspondante de la structure externe par l'intermédiaire d'un îlot de liaison de manière à pouvoir être ouverte simultanément avec la structure externe. Un tel mode de réalisation est avantageux et ainsi ne nécessiter qu'une seule ligne charnière pour la structure externe.

Les opérations d'ouverture en position de maintenance sont laborieuses car elles nécessitent de soulever les demi-coquilles, et celles-ci en position déployée peuvent constituer un obstacle dangereux pour le personnel de maintenance, notamment en cas de rupture des moyens de support.

La présente invention vise à éviter les inconvénients ci-dessus exposés et consiste à cet effet en une nacelle pour turboréacteur, du type comportant une structure aval comprenant une structure externe qui définit, avec une structure interne concentrique destinée à entourer une partie aval du turboréacteur, un canal annulaire d'écoulement, caractérisée en ce qu'au moins une partie de ladite structure interne est montée mobile en translation le long d'un axe longitudinal de la nacelle de manière à pouvoir se déplacer entre une position de travail dans laquelle la structure interne fait office de carter de la partie aval du turboréacteur et une position de maintenance dans laquelle la structure interne découvre ladite partie aval du turboréacteur.

Ainsi, en prévoyant une structure interne mobile en translation selon une direction longitudinale de la nacelle, ladite structure interne ne doit

plus être ouverte latéralement lors d'un accès au turboréacteur mais simplement en la faisant translater. De ce fait, l'invention permet de diminuer la masse devant être soulevée, éventuellement en même temps que les parties de la structure externe, et permet de simplifier les opérations d'ouverture ainsi
5 que les moyens nécessaires pour cette mise en oeuvre. On notera plus particulièrement l'allègement des bielles de soutènement, la suppression de toute ligne charnière interne et l'allègement de la ligne charnière externe.

Il s'ensuit également une sécurité accrue lors des opérations de maintenance. Par ailleurs, on notera que la translation de la structure interne
10 peut éventuellement être effectuée sans ouvrir totalement la structure externe, une trappe réduite pouvant être simplement prévue dans celle-ci.

Préférentiellement, la structure interne est réalisée sous la forme d'au moins deux demi-parties.

Préférentiellement encore, les demi-parties sont situées de part et
15 d'autre d'un plan de symétrie longitudinal de la nacelle.

Avantageusement, la structure interne comporte au moins un dispositif de verrouillage en position de travail.

Avantageusement encore, ledit dispositif de verrouillage est activable par l'entremise d'un câble flexible d'actionnement disposé d'aval en
20 amont de la demi-coquille.

De manière préférentielle, la structure externe est apte à s'ouvrir en translation, la structure interne étant rattachée à la structure externe par l'intermédiaire d'au moins une bielle d'entraînement.

Avantageusement, la structure interne est apte à se déplacer en
25 translation par rapport à la nacelle au moyen d'au moins un système rail/glissière.

En variante ou de manière complémentaire, la structure interne présente au moins une partie fixe de carénage fixée en amont au turboréacteur, éventuellement par l'intermédiaire d'un cadre.
30 Avantageusement, la partie fixe de carénage est fixée en aval sur des moyens de suspension du turboréacteur à un mât.

Alternativement ou de manière complémentaire, la partie fixe de carénage présente en aval des moyens de suspension au turboréacteur.

Avantageusement, ladite partie fixe de carénage présente une
35 forme telle qu'en position de travail, elle s'inscrive sensiblement dans le contour extérieur de la structure interne.

Selon un premier mode de réalisation, la glissière est destinée à être fixée sur la partie aval du turboréacteur tandis que le rail correspondant est solidaire de la structure interne, ou inversement.

5 Selon un deuxième mode de réalisation, la partie fixe de carénage présente au moins un rail latéral, ou une glissière, apte à coopérer avec une glissière, ou un rail, complémentaire de la structure interne.

La présente invention se rapporte également à un turboréacteur double flux destiné à être inséré dans une nacelle telle que décrite précédemment, caractérisé en ce qu'il présente une partie aval comprenant au
10 moins une glissière ou un rail apte à coopérer avec un rail ou une glissière solidaire d'une structure interne de la nacelle.

Avantageusement, la glissière ou le rail destiné à être fixée sur la partie aval du turboréacteur présente au moins un tronçon amont courbe apte à permettre un écartement ou un rapprochement radial de la structure interne en
15 déplacement le long de la partie aval du turboréacteur et un tronçon aval sensiblement rectiligne, de préférence sensiblement parallèle à un plan de symétrie de la nacelle. Pour une question de stabilité de la structure interne lors de son mouvement de translation, on pourra prévoir plusieurs glissière réparties le long de la structure interne et/ou du turboréacteur et présentant
20 chacune le même profil.

De manière préférentielle, le tronçon amont d'écartement ou de rapprochement radial est de forme parabolique.

La présente invention se rapporte enfin, à un ensemble propulsif pour aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend, d'une part, un turboréacteur
25 selon l'invention, et d'autre part, une nacelle selon le premier mode de réalisation de l'invention.

Bien évidemment, la présente invention concerne également un ensemble propulsif comprenant une nacelle selon l'invention et un turboréacteur selon l'art antérieur, sans glissière ou rail.

30 D'autres avantages et caractéristiques de l'invention ressortiront à la lecture de la description suivante réalisée à titre d'exemple et en référence aux dessins annexés dans lesquels:

- la figure 1 est une vue de profil en coupe d'une nacelle selon l'invention comportant une structure interne en position de travail.

35 - la figure 2 est une vue en bout, de l'avant, d'une structure interne d'une nacelle selon l'invention en position de travail;

- la figure 3 est une vue de côté de la structure interne de nacelle de la figure 2 en position de travail;

- la figure 4 est une vue schématique en coupe avant d'une partie aval d'une nacelle selon l'invention;

5 - la figure 5 est une vue schématique de dessus d'une glissière de guidage en coulissement d'une demi-coquille de la structure interne de nacelle précédente;

- la figure 6 est une vue analogue à la figure 2 en position de maintenance;

10 - la figure 7 est une vue analogue à la figure 1 en position de maintenance d'une demi-partie seulement de la structure interne.

- la figure 8 est une vue analogue à la figure 3 en position de maintenance;

15 - la figure 9 est une vue de côté en longueur d'une nacelle selon l'invention en position de travail;

- la figure 10 est une vue en perspective de la nacelle de la figure 9;

- la figure 11 représente cette même nacelle en perspective, vue sous un autre angle, en position de travail;

20 - la figure 12 est une vue analogue à la figure 9 de la nacelle en position de maintenance;

- la figure 13 est une vue analogue à la figure 10 en position de maintenance;

25 - la figure 14 est une vue analogue à la figure 11 en position de maintenance ;

- la figure 15 est une vue schématique en coupe de face d'une partie avale d'une nacelle selon les figures 9 à 14.

Les figures 1 à 8 présentent un premier mode de réalisation d'une nacelle selon l'invention.

30 Une nacelle 1, telle que montrée en coupe sur la figure 1, comprend une structure amont d'entrée d'air 2, une structure médiane 3 entourant une soufflante 4 d'un turboréacteur 5, et une structure aval comportant de manière connue en soi une structure externe 6, dite OFS, abritant des moyens d'inversion de poussée 7 et qui définit un canal annulaire
35 8 d'écoulement avec une structure interne 9 (IFS) concentrique entourant une partie aval du turboréacteur 5 s'étendant en arrière de la soufflante 4.

La structure interne 9 de nacelle, telle qu'illustrée plus en détail sur les figures 2 et 3 sur la figure 1, est formée de deux demi-coquilles 10a et 10b de forme sensiblement hémicylindrique, disposées de part et d'autre d'un plan vertical longitudinal P de symétrie de la nacelle.

5 Sur la figure 3, la structure du turboréacteur 5 est sensiblement dissimulée par les demi-coquilles 10a et 10b de la structure interne 9.

Chaque demi-coquille 10a ou 10b est rattachée à la structure externe 6 de la nacelle 1 par l'intermédiaire d'une bielle d'entraînement (non représentée), et est montée coulissante entre une position de travail et une
10 position de maintenance par l'intermédiaire d'au moins un rail 12 apte à coopérer avec une glissière 13 (voir figure 4) qui est solidaire du turboréacteur 5. Plus précisément, chaque demi-partie présente deux rails aptes à coopérer chacun avec une glissière correspondante disposées selon un axe longitudinal de la nacelle. Bien évidemment, on pourra disposer autant de systèmes rails /
15 glissière que nécessaire pour obtenir une bonne stabilité de la structure interne 9 lors du coulisement. Chaque glissière 13 présente un tronçon amont 13a courbe (ici parabolique) d'écartement / rapprochement radial par rapport au turboréacteur 5, et un tronçon aval 3b sensiblement rectiligne de translation axiale parallèlement au plan de symétrie P de la nacelle.

20 Lors de son déplacement, la structure externe 6 de nacelle tracte les demi-coquilles 10a et 10b de la structure interne par l'entremise des bielles d'entraînement.

Bien évidemment, la structure externe 6 peut conserver un système d'ouverture selon l'art antérieur par pivotement autour d'un axe charnière, la
25 structure externe 6 n'étant alors pas liée à la structure interne 9, celle-ci pouvant être manœuvré manuellement en utilisant par exemple le système servant au verrouillage des demi-parties de la structure interne. La structure externe pouvant être de même déplacée vers l'aval sans entraînement par bielle de la structure interne (IFS), celui-ci pouvant être manœuvré
30 manuellement.

Il convient donc de noter que ce nouveau mode d'ouverture de la structure interne peut mais n'est pas obligatoirement lié à une mode d'ouverture correspondant pour la structure externe.

En pratique, dans une première phase E de coulisement, la demi-coquille 10a quitte la position de travail (voir figure 2) et s'écarte du plan de
35 symétrie P de la nacelle selon une trajectoire sensiblement parabolique

conformément à la forme du tronçon amont 13a de la glissière 13, jusqu'à se plaquer contre une paroi intérieure de la structure externe de nacelle (voir également la figure 5).

Dans une seconde phase T de coulissement de la demi-coquille 10a, celle-ci suit le tronçon aval 13b de la glissière 13 selon une trajectoire parallèle au plan de symétrie P, jusqu'à découvrir la structure du turboréacteur 5 dans la position de maintenance illustrée sur la figure 8.

On notera que les demi-parties 10a, 10b de la structure interne 9 peuvent éventuellement être translatées indépendamment l'une de l'autre, comme cela est représenté sur la figure 7.

Par ailleurs, la présence d'un tronçon courbe d'écartement initial constitue un mode de réalisation préférentielle dépendant de la forme externe du turboréacteur 5. Si cela est possible, il est bien évidemment envisageable de prévoir une translation totalement rectiligne, le long d'une ou plusieurs glissière, sur lesquelles viennent une ou plusieurs sections de rails.

L'écartement durant la phase E peut également permettre d'éviter, lors de la phase T de translation axiale vers l'arrière, tout risque de collision entre la demi-coquille 10a et un mât (non représenté) de l'avion auquel est rattaché le turboréacteur 5.

Bien entendu, l'écartement ou le rapprochement radial des demi-coquilles 10a, 10b par rapport au turboréacteur s'accompagne, du fait de la forme du tronçon amont 3a, d'une légère translation axiale, respectivement, vers l'aval ou vers l'amont de la nacelle 1.

Le retour en position de travail des demi-coquilles 10a, 10b est, comme il va de soi, réalisé par translation axiale vers l'amont (suivant le tronçon 13b) puis par rapprochement radial vers le turboréacteur 5 (suivant le tronçon 13a).

Chaque demi-coquille 10a, 10b comporte en outre, disposés d'aval en amont, une pluralité de dispositifs de verrouillage en position de travail. Un câble flexible d'actionnement (non représenté), de type "Flexshaft", est introduit par l'arrière et déployé jusqu'à l'avant de chaque demi-coquille 10a, 10b, et permet d'actionner ces verrous. Ce système de verrouillage est accessible par l'arrière et/ou par un cadre avant de la structure externe après ouverture d'un capot de la soufflante du moteur.

Les figures 9 à 15 présentent un deuxième mode de réalisation d'une nacelle selon l'invention comprenant une structure interne 110. Seule la

structure interne 110 modifiée et le carter de la soufflante 4 de la section médiane 3 ont été représentés pour faciliter la compréhension. La structure générale de la nacelle 1 est applicable.

Il est à noter que, sur les figures 9 à 11, le turboréacteur 5 est
5 dissimulé par la structure interne 110 de la nacelle en position de travail.

La structure interne 110 est formée d'une partie fixe de carénage 114 s'étendant longitudinalement en partie supérieure, et d'une coquille mobile 113, de forme sensiblement cylindrique, entourant le turboréacteur 5. La coquille 113 comporte une lumière 134 s'étendant longitudinalement en partie
10 supérieure et de forme complémentaire à celle de la partie fixe de carénage 114.

La partie fixe de carénage 114 est fixée en amont (par référence au sens d'écoulement des gaz) sur un cadre 115 solidaire du turboréacteur 5 et est rattachée, en aval, au turboréacteur 5, par l'intermédiaire de bielles support
15 117, et supporte, par l'intermédiaire de bielles 118, un mât 116 de suspension destiné au rattachement de la nacelle sous une aile de l'avion (non représentée).

Le cadre 115 présente une structure ajourée de forme annulaire entourant concentriquement le turboréacteur 5 rattachée continûment à celui-ci
20 au niveau d'une rainure en V intérieure de la structure du turboréacteur 5.

Bien évidemment, la structure ajourée du cadre 115 dépend de la configuration du turboréacteur et n'est pas obligatoire.

En variante, on pourra noter qu'il est possible de prévoir plusieurs parties fixes de carénage 114 et plusieurs parties mobiles 113. On pourra
25 notamment prévoir une partie fixe de carénage 114 situé comme décrit en partie 12h et une deuxième partie fixe de carénage située de la même manière en partie 6h.

La structure annulaire du cadre 115 est protégée de la chaleur dégagée par le turboréacteur 5 par des moyens de protection (non
30 représentés) connus en soi, et elle présente une certaine profondeur axiale pour réduire la longueur de la structure amont de la structure interne IFS afin de dégager au mieux les parties du turboréacteur devant être accessibles après recul de l'IFS.

La coquille 113 de la structure interne 110 de la nacelle est montée
35 coulissante de part et d'autre de la partie fixe de carénage 114, par glissement des parois latérales de la lumière longitudinale 134 de la coquille 113 contre les

parois latérales de la partie fixe de carénage 114, entre une position amont de travail et une position aval de maintenance.

Les parois latérales de la partie fixe de carénage 114 présentent à cet effet des rails 140 (visibles figures 15) de guidage en translation axiale (longitudinale) de la coquille 113, laquelle présente des glissières 141 correspondante. La disposition inverse (rail sur la coquille 113 et glissière sur la partie fixe de carénage) est bien évidemment possible.

En variante, et comme représenté sur la figure 15, les rails 140 ou glissières 141 peuvent ne pas être disposés sur les parois latérales mais selon d'autres configurations. L'essentielle étant que la partie fixe de carénage 114 supporte des moyens de guidage apte à coopérer avec des moyens de guidage complémentaires de la coquille 113 de manière à permettre un déplacement longitudinal de ladite coquille 113 le long de la partie fixe de carénage 114.

La forme de la partie fixe de carénage 114 est cambrée de telle sorte qu'elle s'inscrive, en position de travail (voir figures 9 à 11), sensiblement dans le contour extérieur de la coquille 113, en obturant la lumière longitudinale 134 de cette dernière. Il est en effet important d'assurer une continuité aérodynamique à l'intérieur du canal annulaire 8.

En position de maintenance illustrée sur les figures 12 à 14, la coquille 113 est déplacée vers l'aval de manière à découvrir la partie du turboréacteur à inspecter.

La coquille 113 peut également être rattachée à la structure externe OFS (non visible) par l'intermédiaire de deux bielles d'entraînement (non représentées) profilées si cette structure externe est également ouvrable par un mouvement de translation. Lors de son déplacement, la structure externe 106 de nacelle tracte ainsi la coquille 113 de structure interne 110 par l'entremise des bielles d'entraînement.

Dans sa position de maintenance ou pour un démontage de l'IFS, selon que la structure de l'IFS peut être coulissée en l'état complètement par l'aval du turboréacteur 5 sans rencontrer d'obstacle ou non, la structure interne 110 peut comporter une liaison totale ou discrète le long de la structure inférieure afin de pouvoir désolidariser chaque demi partie et permettre de les retirer indépendamment l'une de l'autre sans gêne d'élément de turboréacteur.

Plus spécifiquement pour la maintenance, dans la position reculée, des trappes pratiquées dans la structures de l'IFS peuvent permettre un accès à certains éléments de turboréacteurs.

5 Bien que l'invention ait été décrite avec un exemple particulier de réalisation, il est bien évident qu'elle n'y est nullement limitée et qu'elle comprend tous les équivalents techniques des moyens décrits ainsi que leurs combinaisons si celles-ci entrent dans le cadre de l'invention.

REVENDICATIONS

1.- Nacelle pour turboréacteur, du type comportant une structure aval comprenant une structure externe qui définit, avec une structure interne concentrique destinée à entourer une partie aval du turboréacteur, un canal annulaire d'écoulement, caractérisée en ce qu'au moins une partie de ladite structure interne est montée mobile en translation le long d'un axe longitudinal de la nacelle de manière à pouvoir se déplacer entre une position de travail dans laquelle la structure interne fait office de carter de la partie aval du turboréacteur et une position de maintenance dans laquelle la structure interne découvre ladite partie aval du turboréacteur.

2.- Nacelle selon la revendication 1, caractérisée en ce que la structure interne est réalisée sous la forme d'au moins deux demi-parties.

3.- Nacelle selon la revendication 2, caractérisée en ce que les demi-parties sont situées de part et d'autre d'un plan de symétrie longitudinal de la nacelle.

4.- Nacelle selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisée en ce que la structure interne comporte au moins un dispositif de verrouillage en position de travail.

5.- Nacelle selon la revendication 4, caractérisée en ce que ledit dispositif de verrouillage est activable par l'entremise d'un câble flexible d'actionnement disposé d'aval en amont de la demi-coquille.

6.- Nacelle selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisée en ce que la structure externe est apte à s'ouvrir en translation, la structure interne étant rattachée à la structure externe par l'intermédiaire d'au moins une bielle d'entraînement.

7.- Nacelle selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisée en ce que la structure interne est apte à se déplacer en translation par rapport à la nacelle au moyen d'au moins un système rail/glissière.

8.- Nacelle selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisée en ce que la structure interne présente au moins une partie fixe de carénage fixée en amont au turboréacteur.

5 9.- Nacelle selon la revendication 8, caractérisé en ce que la partie fixe de carénage est fixée en aval sur des moyens de suspension du turboréacteur à un mât.

10 10.- Nacelle selon la revendication 8, caractérisée en ce que la partie fixe de carénage présente en aval des moyens de suspension au turboréacteur.

15 11.- Nacelle selon l'une quelconque des revendications 8 à 10, caractérisée en ce que ladite partie fixe de carénage présente une forme telle qu'en position de travail, elle s'inscrive sensiblement dans le contour extérieur de la structure interne.

20 12.- Nacelle selon l'une quelconque des revendications 7 à 11, caractérisée en ce que la glissière est destinée à être fixée sur la partie aval du turboréacteur tandis que le rail correspondant est solidaire de la structure interne, ou inversement.

25 13.- Nacelle selon l'une quelconque des revendications 8 ou 11 caractérisé en ce que la partie fixe de carénage présente au moins un rail latéral, ou une glissière, apte à coopérer avec une glissière, ou un rail, complémentaire de la structure interne.

30 14.- Turboréacteur double flux destiné à être inséré dans une nacelle selon la revendication 12, caractérisé en ce qu'il présente une partie aval comprenant au moins une glissière ou un rail apte à coopérer avec un rail ou une glissière solidaire d'une structure interne de la nacelle.

35 15.- Turboréacteur selon la revendication 14, caractérisé en ce que la glissière ou le rail destiné à être fixée sur la partie aval du turboréacteur présente au moins un tronçon amont courbe apte à permettre un écartement ou un rapprochement radial de la structure interne en déplacement le long de

la partie aval du turboréacteur et un tronçon aval sensiblement rectiligne, de préférence sensiblement parallèle à un plan de symétrie de la nacelle.

16.- Turboréacteur selon la revendication 15, caractérisé en ce que
5 le tronçon amont d'écartement ou de rapprochement radial est de forme parabolique.

17.- Ensemble propulsif pour aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend, d'une part, un turboréacteur selon l'une quelconque des
10 revendication 13 à 16, et d'autre part, une nacelle selon l'une quelconque des revendications 5 ou 6.

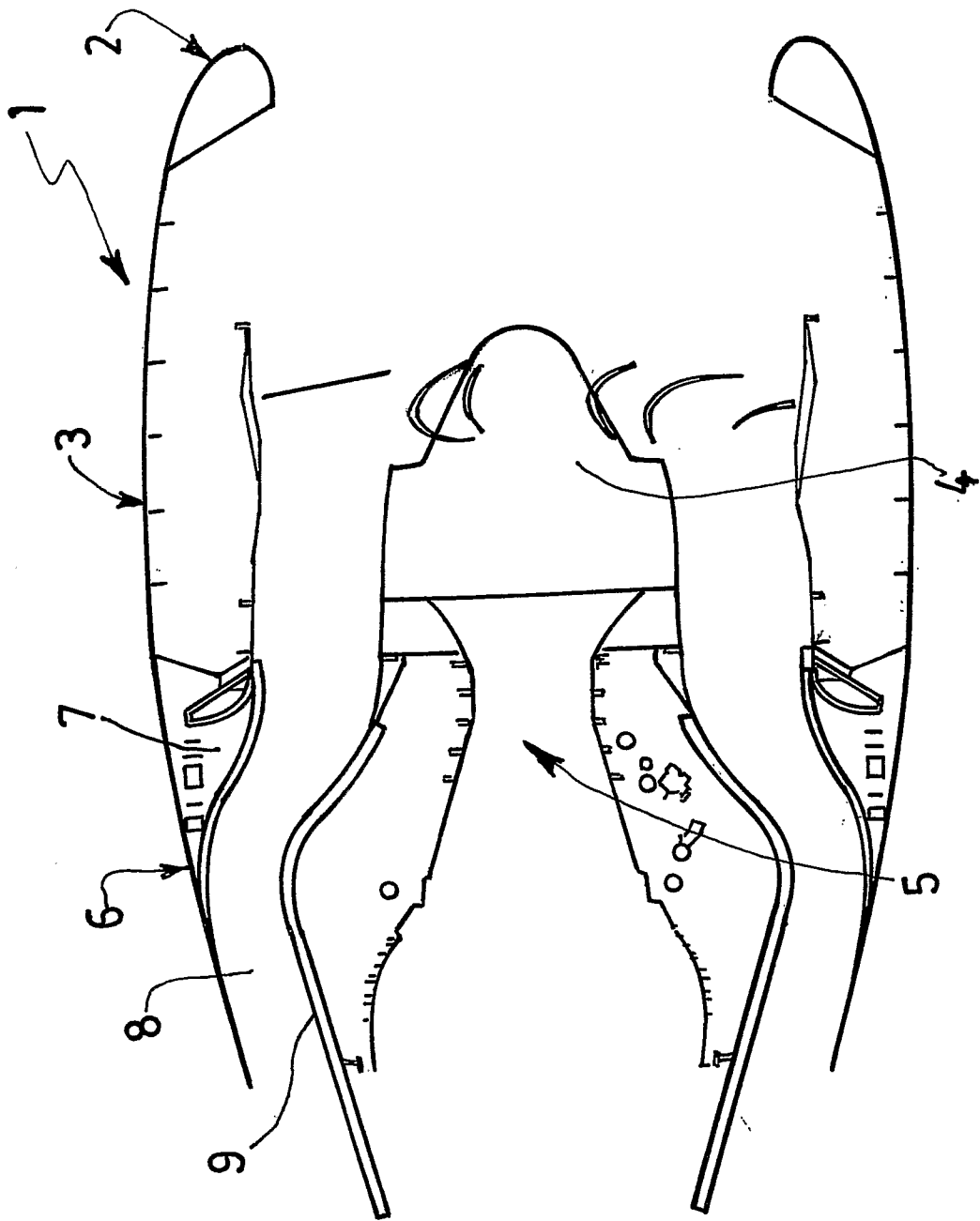
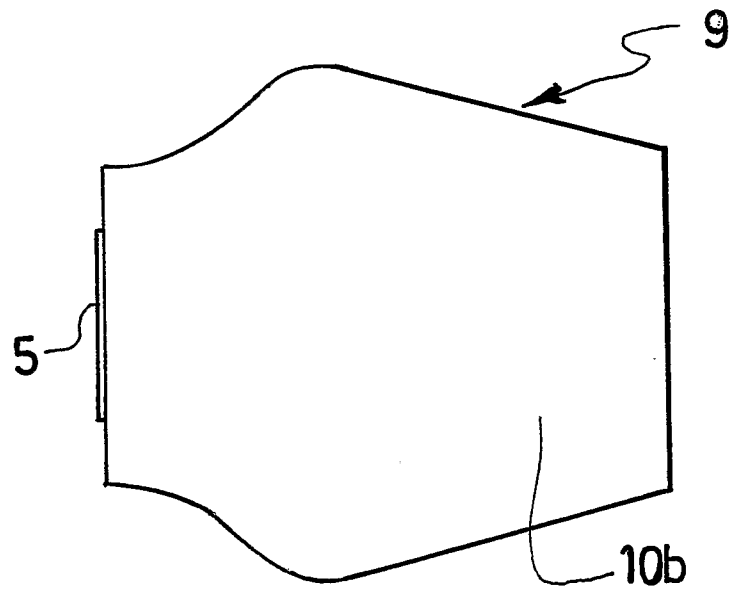
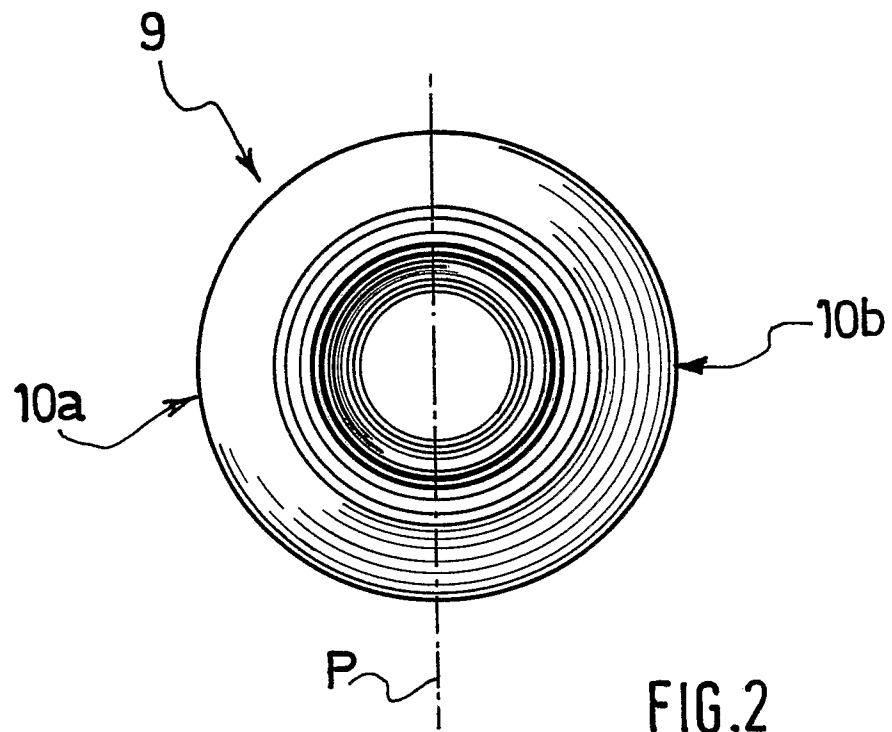


FIG. 1

2 / 10



3/10

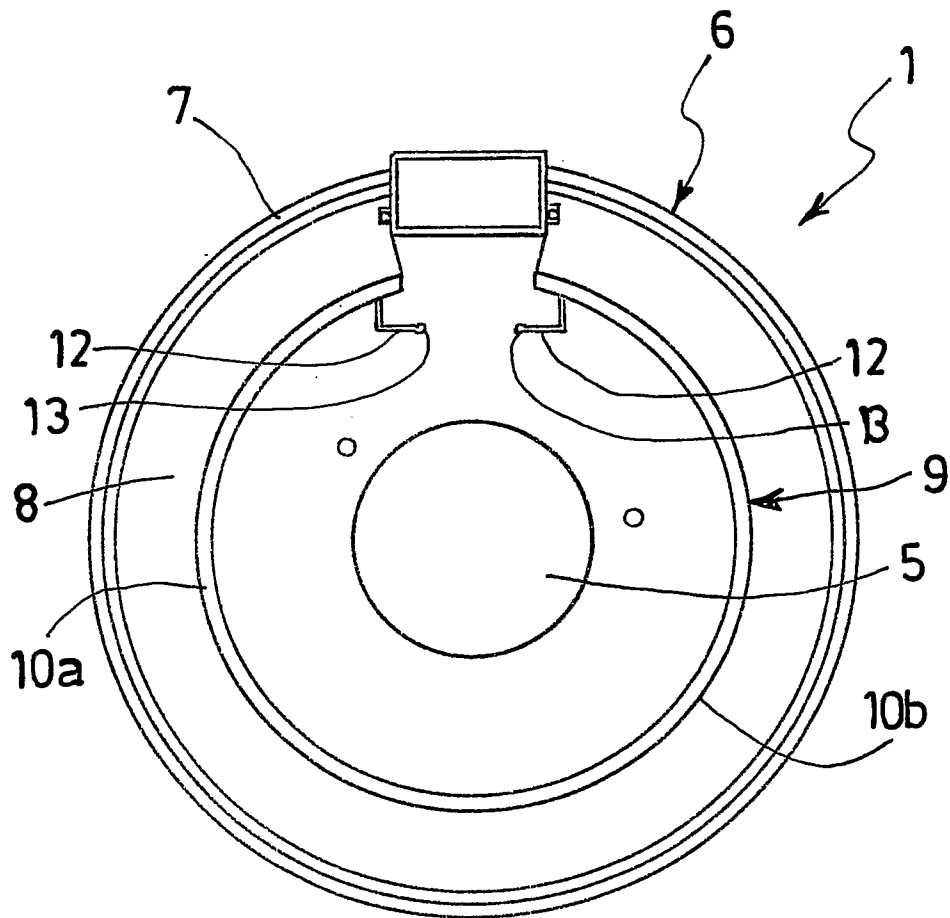


FIG. 4

4/10

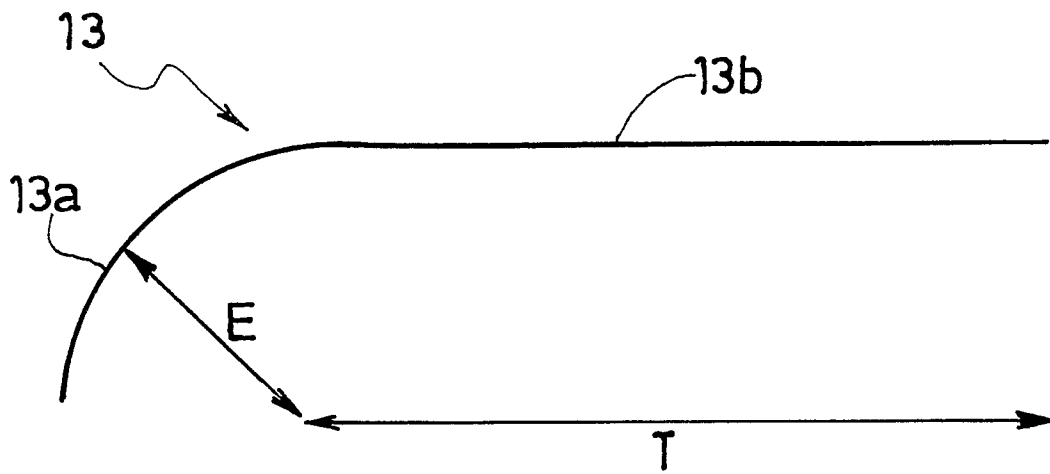


FIG. 5

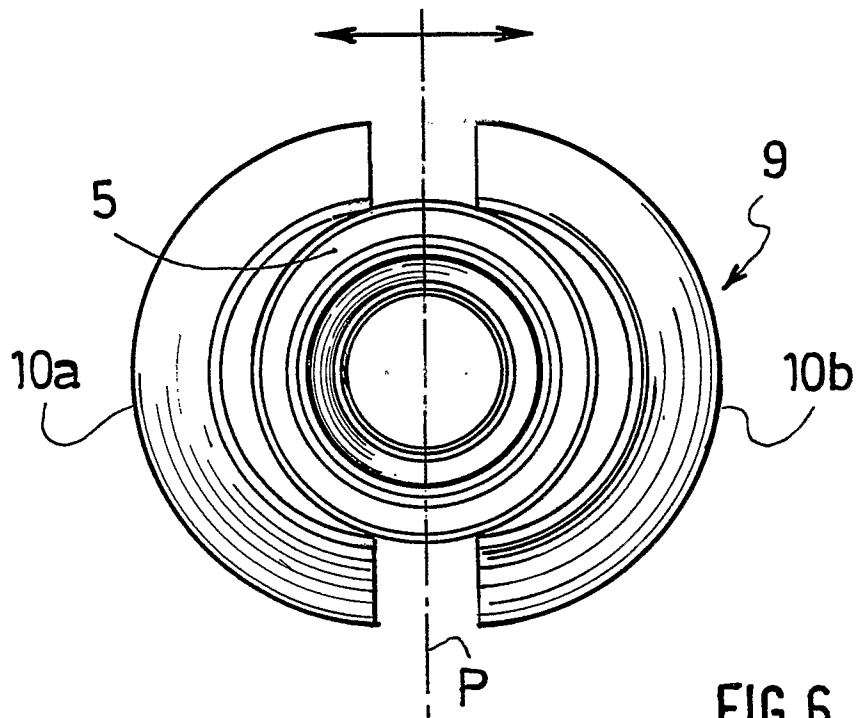


FIG. 6

5/10

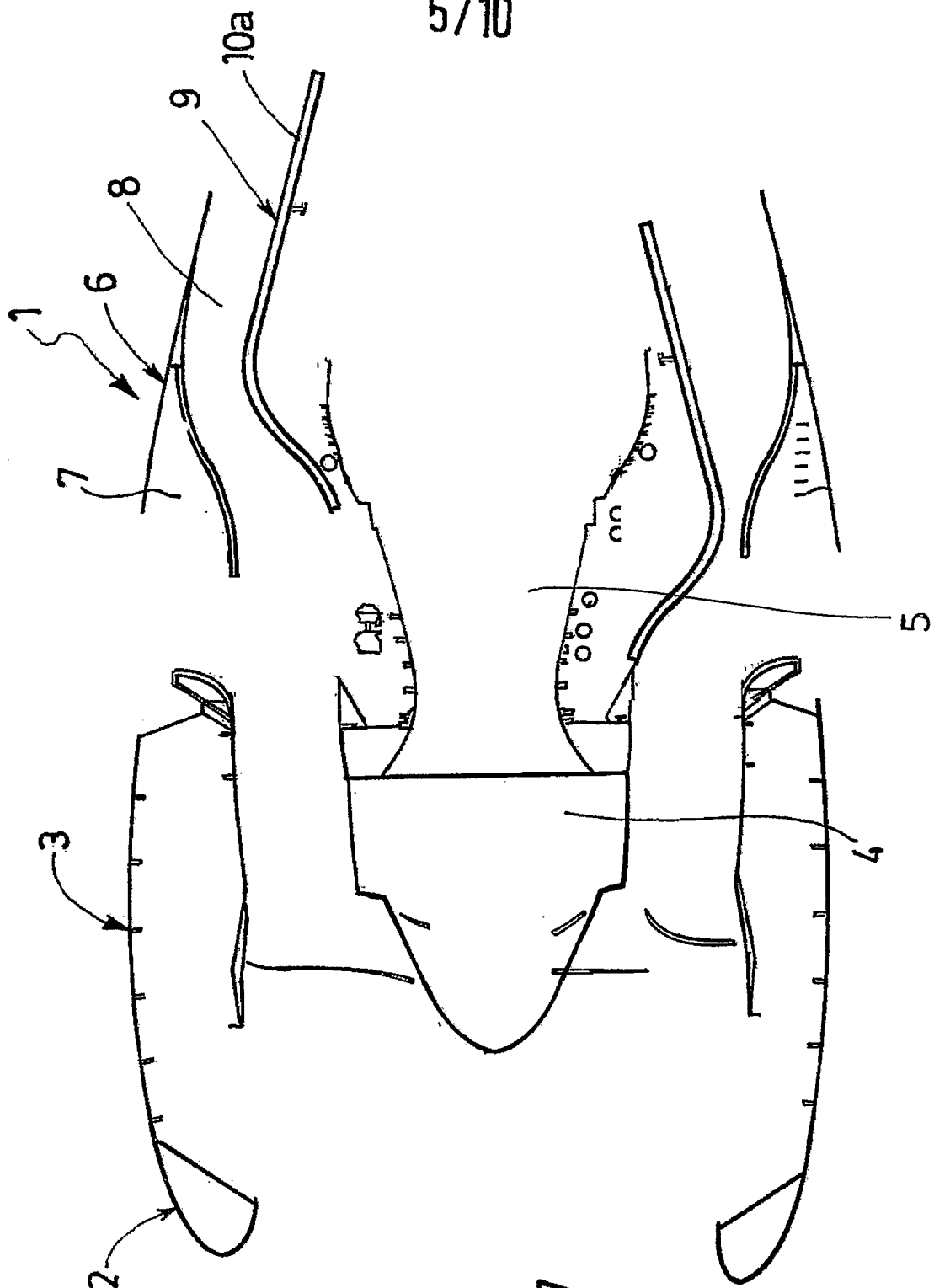


FIG.7

6 / 10

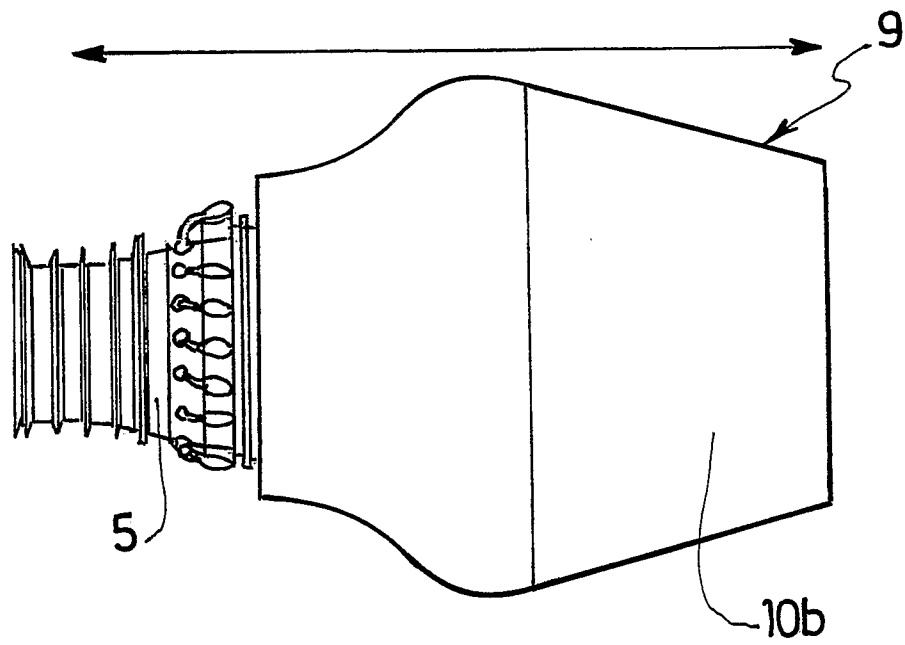


FIG. 8

7/10

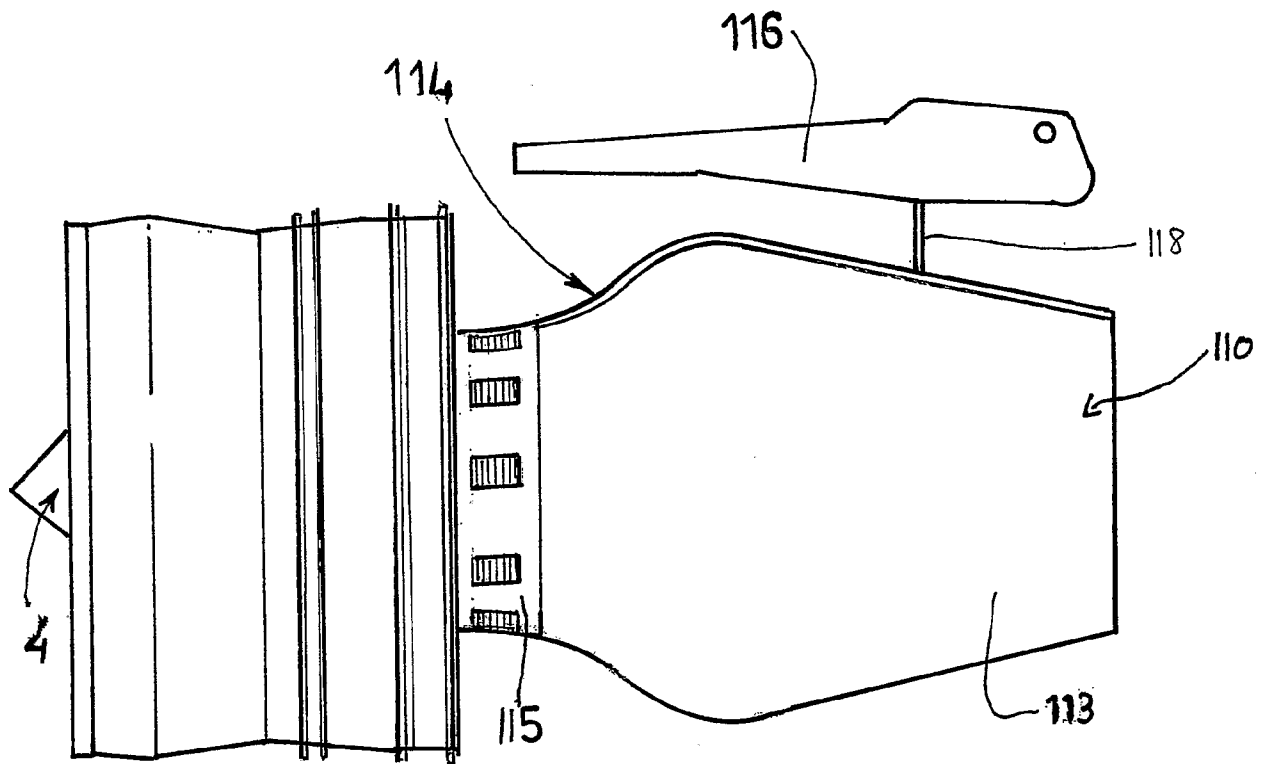


FIG. 9

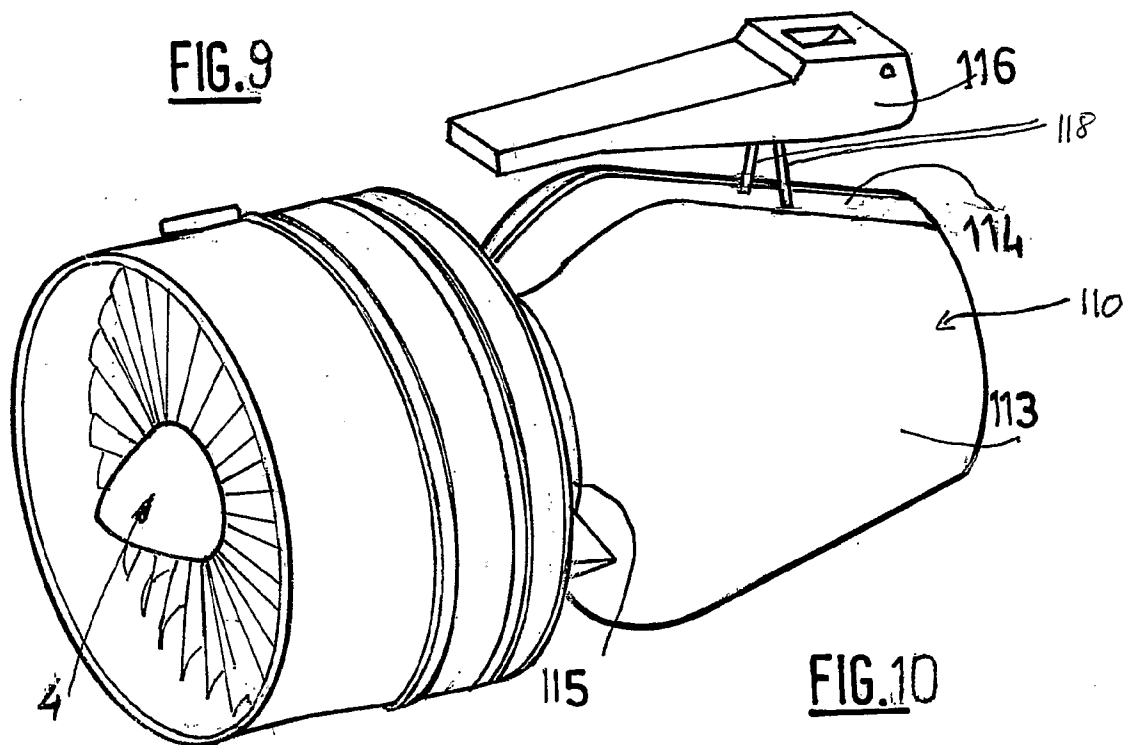
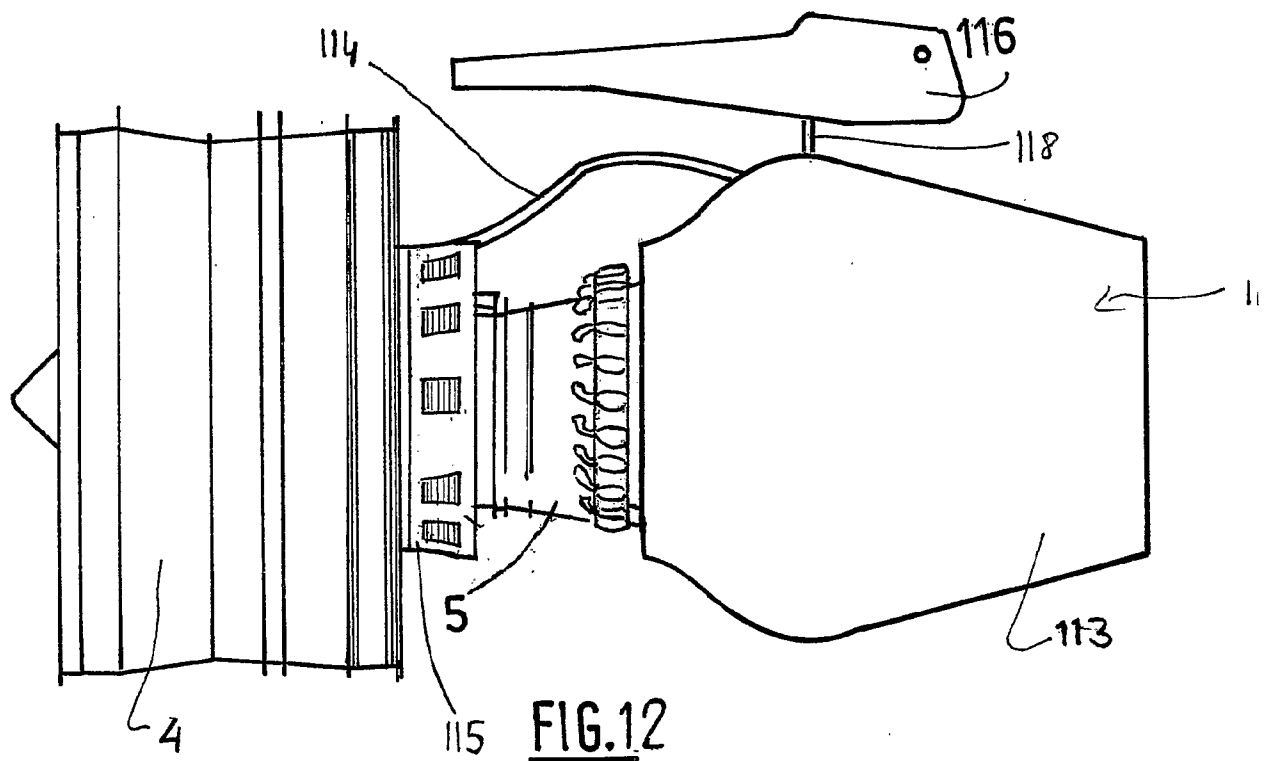
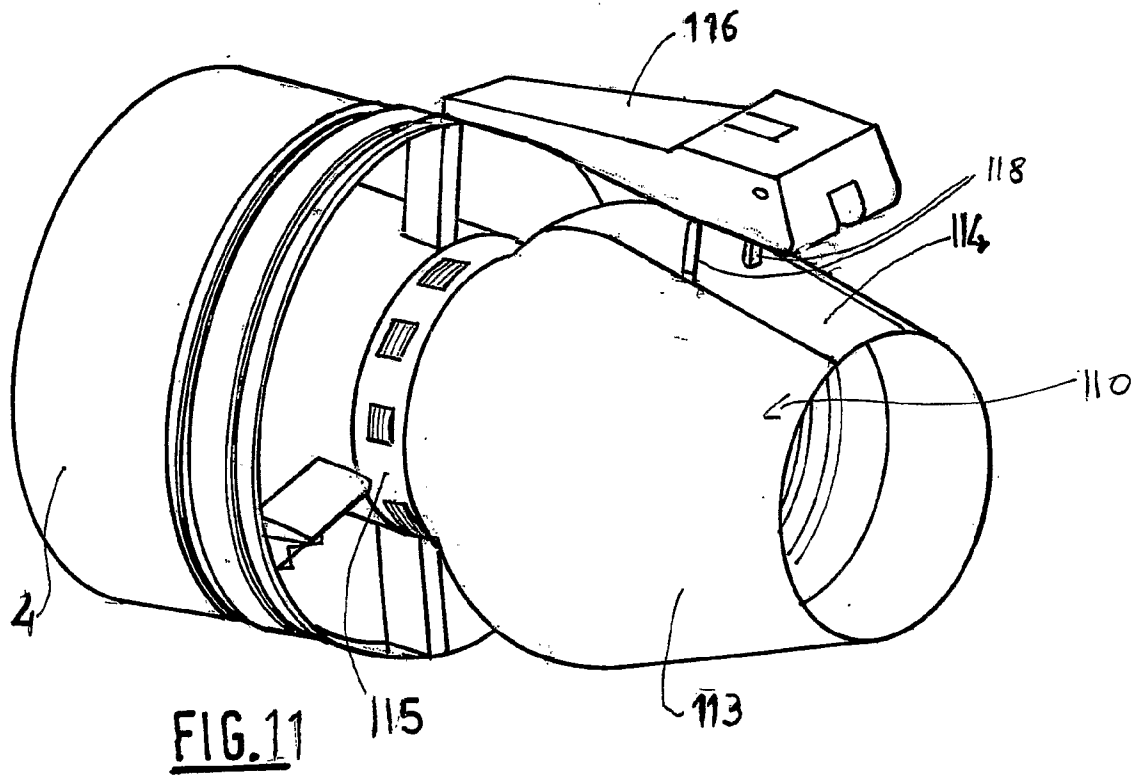
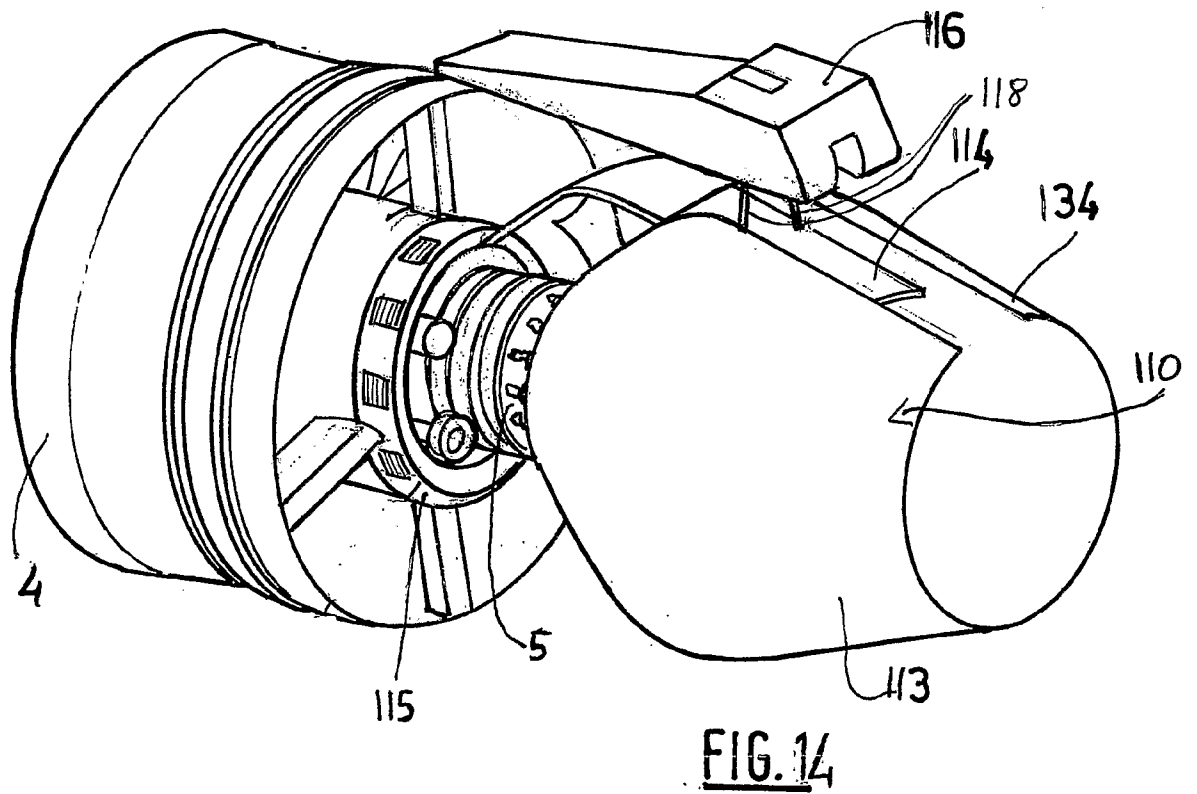
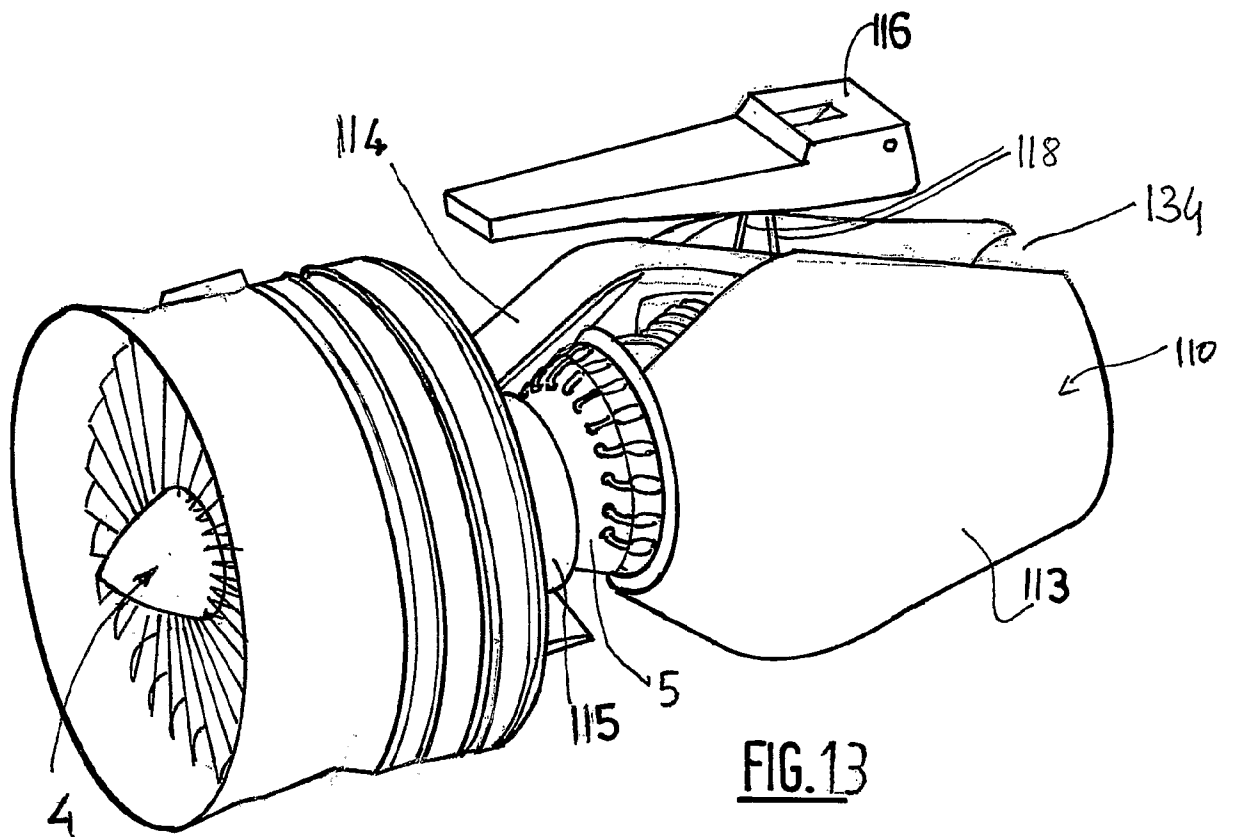


FIG. 10

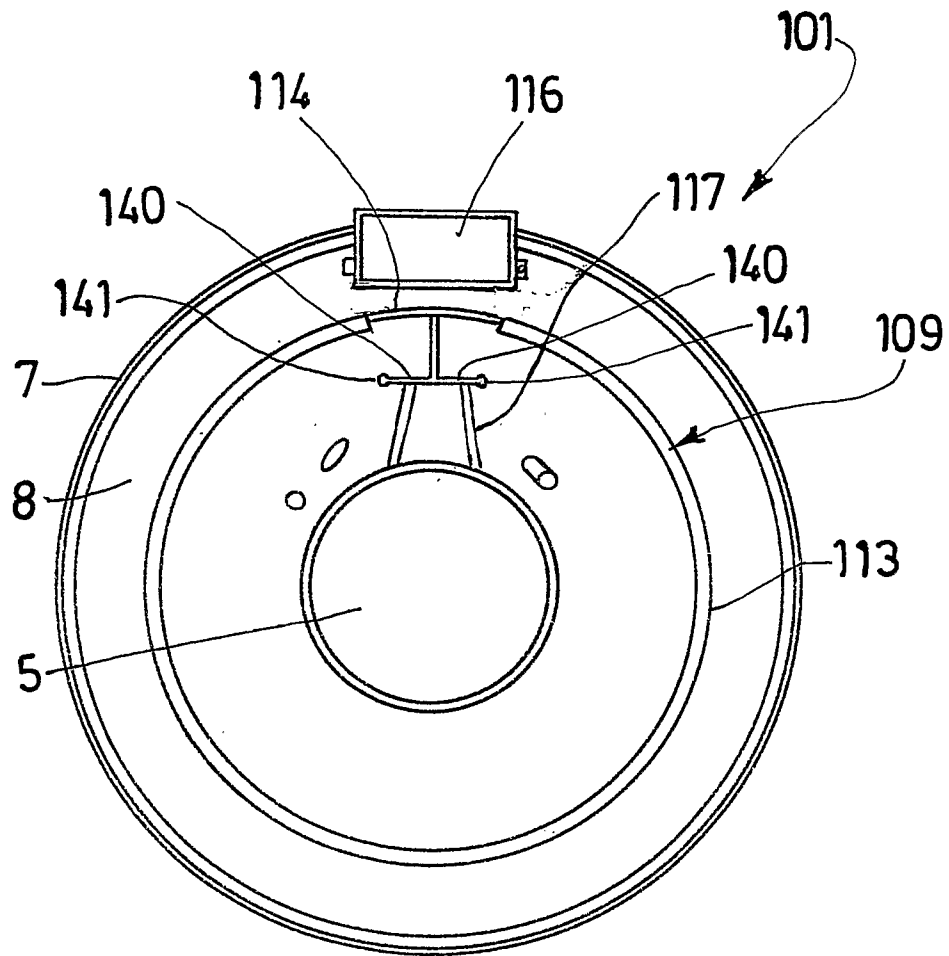
8/10



9/10



10 / 10

FIG. 15

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2007/001923

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. B64D29/08

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64D F02K

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	EP 0 391 795 A1 (HISPANO SUIZA SA [FR]) 10 October 1990 (1990-10-10)	1,4, 7-14,17
Y	column 1, lines 13-47 column 2, line 23 - column 3, line 58; figures	2,3
Y	FR 2 622 930 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 12 May 1989 (1989-05-12) page 1, lines 4-9 page 2, lines 27-33 page 3, lines 13-17 page 6, line 13 - page 7, line 5 page 12, lines 7-17; figures	2,3
	----- -/-	



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

- *A* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- *E* earlier document but published on or after the international filing date
- *L* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- *O* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- *P* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- *T* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- *X* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- *Y* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
- *&* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

27 mai 2008

Date of mailing of the international search report

05/06/2008

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Salentiny, Gérard

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2007/001923

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	FR 2 757 823 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 3 July 1998 (1998-07-03) page 12, line 30 - page 13, line 10 page 14, lines 16-20 page 19, line 30 - page 20, line 2; figures -----	1,4, 7-14,17
A	GB 2 274 490 A (SHORT BROTHERS PLC [GB]) 27 July 1994 (1994-07-27) page 1, paragraph 1 page 2, last paragraph page 5, paragraph 2 - page 6; figures -----	1,4, 7-14,17
A	EP 0 155 887 A1 (SNECMA [FR]) 25 September 1985 (1985-09-25) figures -----	6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2007/001923

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 0391795	A1	10-10-1990	CA 2013688 A1 05-10-1990
		DE 69000314 D1 22-10-1992	
		DE 69000314 T2 25-03-1993	
		ES 2034829 T3 01-04-1993	
		FR 2645500 A1 12-10-1990	
		GR 3006007 T3 21-06-1993	
		US 5035379 A 30-07-1991	
FR 2622930	A1	12-05-1989	GB 2212218 A 19-07-1989
		US 4920744 A 01-05-1990	
FR 2757823	A1	03-07-1998	AU 5768598 A 31-07-1998
		CA 2247176 A1 09-07-1998	
		CN 1211955 A 24-03-1999	
		EP 0885141 A1 23-12-1998	
		ES 2198604 T3 01-02-2004	
		WO 9829306 A1 09-07-1998	
		US 6179249 B1 30-01-2001	
GB 2274490	A	27-07-1994	AU 5888694 A 15-08-1994
		BR 9403763 A 15-06-1999	
		CA 2131598 A1 04-08-1994	
		DE 69401313 D1 13-02-1997	
		EP 0631554 A1 04-01-1995	
		WO 9416945 A1 04-08-1994	
		JP 7508698 T 28-09-1995	
		US 5609313 A 11-03-1997	
EP 0155887	A1	25-09-1985	DE 3560143 D1 04-06-1987
		FR 2560854 A1 13-09-1985	
		US 4683717 A 04-08-1987	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2007/001923

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64D29/08

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
B64D F02K

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	EP 0 391 795 A1 (HISPANO SUIZA SA [FR]) 10 octobre 1990 (1990-10-10)	1,4, 7-14,17
Y	colonne 1, ligne 13-47 colonne 2, ligne 23 - colonne 3, ligne 58; figures	2,3
Y	FR 2 622 930 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 12 mai 1989 (1989-05-12) page 1, ligne 4-9 page 2, ligne 27-33 page 3, ligne 13-17 page 6, ligne 13 - page 7, ligne 5 page 12, ligne 7-17; figures	2,3
	----- -/--	

☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

- *A* document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
- *E* document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date
- *L* document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
- *O* document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
- *P* document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

T document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

X document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

Y document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

& document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

27 mai 2008

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

05/06/2008

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale

Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Salentiny, Gérard

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2007/001923

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	FR 2 757 823 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 3 juillet 1998 (1998-07-03) page 12, ligne 30 - page 13, ligne 10 page 14, ligne 16-20 page 19, ligne 30 - page 20, ligne 2; figures -----	1,4, 7-14,17
A	GB 2 274 490 A (SHORT BROTHERS PLC [GB]) 27 juillet 1994 (1994-07-27) page 1, alinéa 1 page 2, dernier alinéa page 5, alinéa 2 - page 6; figures -----	1,4, 7-14,17
A	EP 0 155 887 A1 (SNECMA [FR]) 25 septembre 1985 (1985-09-25) figures -----	6

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2007/001923

Document brevet cité au rapport de recherche.		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 0391795	A1	10-10-1990	CA 2013688 A1	05-10-1990
			DE 69000314 D1	22-10-1992
			DE 69000314 T2	25-03-1993
			ES 2034829 T3	01-04-1993
			FR 2645500 A1	12-10-1990
			GR 3006007 T3	21-06-1993
			US 5035379 A	30-07-1991
FR 2622930	A1	12-05-1989	GB 2212218 A	19-07-1989
			US 4920744 A	01-05-1990
FR 2757823	A1	03-07-1998	AU 5768598 A	31-07-1998
			CA 2247176 A1	09-07-1998
			CN 1211955 A	24-03-1999
			EP 0885141 A1	23-12-1998
			ES 2198604 T3	01-02-2004
			WO 9829306 A1	09-07-1998
			US 6179249 B1	30-01-2001
GB 2274490	A	27-07-1994	AU 5888694 A	15-08-1994
			BR 9403763 A	15-06-1999
			CA 2131598 A1	04-08-1994
			DE 69401313 D1	13-02-1997
			EP 0631554 A1	04-01-1995
			WO 9416945 A1	04-08-1994
			JP 7508698 T	28-09-1995
			US 5609313 A	11-03-1997
EP 0155887	A1	25-09-1985	DE 3560143 D1	04-06-1987
			FR 2560854 A1	13-09-1985
			US 4683717 A	04-08-1987