

(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
3 janvier 2008 (03.01.2008)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2008/000924 A1

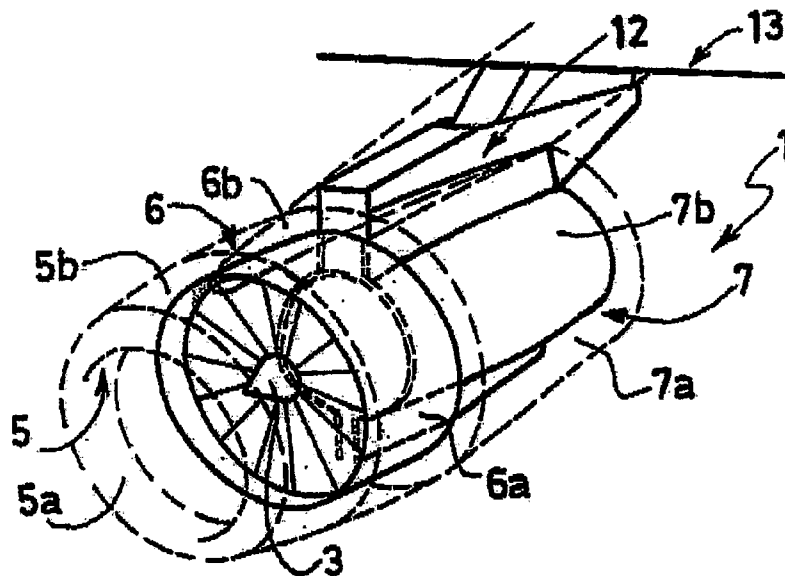
- (51) Classification internationale des brevets :
B64D 27/18 (2006.01) **B64D 29/00** (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2007/000951
- (22) Date de dépôt international : 11 juin 2007 (11.06.2007)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :
0605912 30 juin 2006 (30.06.2006) 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]; 316 rue Pierre
Mendes France, F-76610 Le Havre (FR). GIBOUIN,
Anne-Laure [FR/FR]; 12 rue des Arcs St-Cyprien, Apt

- 25, F-Toulouse (FR). FASSIER, Régis [FR/FR]; 3-Les
Vallons du Fossat, Chemin du Payrouillé, F-31180 Lapey-
rouse Fossat (FR). JORET, Jean-Philippe [FR/FR]; 352
Chemin Michel de St Pierre, F-27210 Beuzeville (FR).
COLLIER, Jérôme [FR/FR]; 16 rue Franklin, F-76600
Le Havre (FR). LEFORT, Guillaume [FR/FR]; 37 rue
Proudhon, F-75012 Paris (FR). CHOUARD, Pierre-Alain
[FR/FR]; 3, Square de Clignancourt, F-75018 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,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: STRUCTURAL NACELLE

(54) Titre : NACELLE STRUCTURANTE



(57) Abstract: The present invention relates, on the one hand, to a nacelle (1) for a double flow turboreactor (2) comprising a front air intake section (5), a median section (6) intended for surrounding a fan (3) of the turboreactor and a rear section (7), said rear section having an internal structure (7b) intended for serving as a housing to a rear portion of the turboreactor, characterised in that the internal structure possesses attachment means suitable for enabling the nacelle to be fastened to a pylon (12) intended to be connected to a fixed structure (13) of an aeroplane on at least one portion of said internal structure, and on the other hand, to a propellant assembly and to an aircraft provided with such a nacelle.

[Suite sur la page suivante]

WO 2008/000924 A1



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.

(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), eurasién (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
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

(57) **Abrégé :** La présente invention se rapporte, d'une part, à une nacelle (1) pour turboréacteur (2) double flux comprenant une section avant (5) d'entrée d'air, une section médiane (6) destinée à entourer une soufflante (3) du turboréacteur et une section arrière (7), ladite section arrière présentant une structure interne (7b) destinée à servir de carter à une partie arrière du turboréacteur, caractérisée en ce que la structure interne possède des moyens d'accrochage aptes à permettre un rattachement de la nacelle à un pylône (12) destiné à être lié à une structure fixe (13) d'un avion sur au moins une partie de ladite structure interne, et d'autre part, à un ensemble propulsif et à un aéronef équipés d'une telle nacelle.

Nacelle structurante

La présente invention se rapporte à une nacelle pour turboréacteur double flux.

5 Un avion est propulsé par plusieurs turboréacteurs logés chacun dans une nacelle abritant également un ensemble de dispositifs d'actionnement annexes liés à son fonctionnement, tel qu'un dispositif d'inversion de poussée, et assurant diverses fonctions lorsque le turboréacteur est en fonctionnement ou à l'arrêt.

10 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
15 d'éjection dont la sortie est située en aval du turboréacteur.

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
20 circule à l'extérieur du turboréacteur à travers un passage annulaire, également appelé veine, formé entre un carénage du turboréacteur (ou une structure interne de la structure aval de la nacelle et entourant le turboréacteur) et une paroi interne de la nacelle. Les deux flux d'air sont éjectés du turboréacteur par l'arrière de la nacelle.

25 Chaque ensemble propulsif de l'avion est donc formé par une nacelle et un turboréacteur, 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 rattaché au turboréacteur dans sa partie avant et arrière par des suspensions.

30 Dans une telle configuration, c'est le turboréacteur qui supporte la nacelle.

Une telle architecture est soumise à de nombreux efforts externes conjugués lors de la mission de l'avion. Il s'agit entre autre d'efforts résultants de la gravité, des efforts aérodynamiques externes et internes, rafales, effets thermiques.

35 Ces contraintes appliquées à l'ensemble propulsif sont transmises au turboréacteur et entraînent des déformées de carters qui impactent

directement le rendement des différents étages du turboréacteur. Plus particulièrement, dans le cas d'un ensemble propulsif dit en taille de guêpe, c'est-à-dire présentant une partie aval longue et relativement fine par rapport aux structures intermédiaires et d'entrée d'air, ces contraintes résultent en une déformation particulièrement préjudiciable appelée « mise en banane », la partie aval se courbant de manière importante.

Une telle « mise en banane » se traduit par une déformation de la structure externe de la nacelle formée par les différents carters successifs tandis que l'arbre d'entraînement, les aubes de la soufflante et aubes internes du turboréacteur restent rectilignes. Il s'ensuit un rapprochement des têtes d'aubes de l'arbre vers la périphérie interne des carters. La performance générale du turboréacteur s'en trouve réduite par rapport à une configuration dans laquelle les carters ne subissent pas ou très peu de déformations, car il convient alors de tenir compte de cette déformation dans la conception de la nacelle de manière à toujours ménager un jeu suffisant entre les têtes d'aubes et la périphérie des carters. Ceci résulte en une partie de l'air d'alimentation qui n'est pas compressé par les aubes car fuyant à travers ce jeu important.

La présente invention vise à pallier les inconvénients précédemment évoqués, et consiste pour cela en une Nacelle pour turboréacteur double flux comprenant une section avant d'entrée d'air, une section médiane destinée à entourer une soufflante du turboréacteur et une section arrière, ladite section arrière présentant une structure interne, destinée à servir de carter à une partie arrière du turboréacteur, caractérisée en ce que la structure interne possède des moyens d'accrochage aptes à permettre un rattachement de la nacelle à un pylône destiné à être lié à une structure fixe d'un avion sur au moins une partie de ladite structure interne.

Ainsi, en permettant le rattachement du pylône directement à une structure de la nacelle au lieu de le rattacher directement au turboréacteur, c'est la nacelle qui supporte le turboréacteur. De cette manière, le turboréacteur n'a pas à subir et à transmettre les déformées de la nacelle et réciproquement. Comme expliqué précédemment, il est alors possible d'optimiser le jeu existant entre les aubes de soufflante et aubes internes au turboréacteur et leurs carter respectifs afin d'améliorer la performance de l'ensemble propulsif.

De manière préférentielle, la structure interne est équipée de moyens de liaison rigide au turboréacteur, par exemple par boulonnage.

Avantageusement, la structure interne est liée à la section médiane par l'intermédiaire d'un carter entourant la soufflante.

Préférentiellement, la structure interne est liée à la section médiane de la partie aval du carter entourant la soufflante sur au moins une partie de sa
5 périphérie par le biais d'une gorge de ce dernier.

Préférentiellement encore, la structure interne est liée à la section médiane de la partie aval du carter sur toute sa périphérie. Bien évidemment, cette fixation peut ne s'effectuer que sur une partie de la périphérie de la gorge.

Avantageusement, la gorge périphérique du carter présente un
10 profil intérieur en V.

Avantageusement encore, la structure interne est équipée d'un moyen de recentrage du turboréacteur.

De manière préférentielle, la structure interne est conçue de manière à ce que le pylône puisse s'étendre sur toute la longueur de la
15 structure interne.

Avantageusement, le pylône est intégré à la structure interne.

De manière préférentielle, la structure interne comprend au moins une paroi extérieure constituant une surface aérodynamique montée sur une ossature. Avantageusement, la paroi extérieure est réalisée, partiellement ou
20 en totalité, à partir d'un panneau acoustique. De cette manière, la paroi extérieure ne remplit aucun rôle structurel, cette fonction étant assurée par l'ossature, et elle peut donc être allégée au maximum sans qu'il soit nécessaire de prévoir dans cette paroi des zones structurelles de forte densité. Dans le cas d'un panneau acoustique, il est ainsi possible de consacrer toute la surface
25 du panneau acoustique à la fonction acoustique sans qu'il soit nécessaire de prévoir des zones structurelles qui interdisent toute fonction acoustique.

Selon une première variante de réalisation, l'ossature n'entoure que partiellement le turboréacteur, de préférence sur au moins 180°.

Selon une deuxième variante de réalisation, l'ossature entoure
30 totalement le turboréacteur.

Avantageusement, l'ossature de la structure interne est réalisée à partir de cadres radiaux. Avantageusement encore, les cadres radiaux sont réalisés à partir de bielles de reprise d'effort.

De manière préférentielle, au moins une partie des cadres radiaux
35 sont réalisés d'une seule pièce.

De manière alternative ou complémentaire, au moins une partie des cadres radiaux sont réalisés à partir de plusieurs éléments liés entre eux, par exemple par boulonnage.

De manière avantageuse, l'ossature de la structure interne est
5 réalisée à partir de cadres radiaux, répartis sur la longueur de la structure interne.

Préférentiellement, l'ossature comprend au moins un cadre radial avant et un cadre radial arrière reliés par une structure intermédiaire formant treillis.

10 De manière avantageuse, la structure intermédiaire est réalisée sous la forme d'un caisson.

Avantageusement, la structure intermédiaire est réalisée à partir de barres de liaison reliant au moins deux cadres radiaux entre eux.

Avantageusement encore, au moins une partie des barres de
15 liaison sont intégrés à au moins un cadre radial.

De manière préférentielle, les barres de liaison sont creuses.

Avantageusement, les barres de liaisons sont disposées les unes par rapport aux autres de manière à former des triangles, de préférence isocèles.

20 De manière encore plus avantageuse, l'ossature comprend au moins un renfort longitudinal de part et d'autre d'un axe longitudinal de la structure interne.

Préférentiellement, la structure interne comprend au moins une bielle de reprise de poussée rattachée, d'une part, à au moins un point d'une
25 partie amont de la structure interne, par exemple au niveau d'un plan médian horizontal, et d'autre part, à au moins un point d'une partie aval de la structure interne au voisinage du pylône ou éventuellement intégré à celui-ci.

La présence de telles bielles de reprise de poussée montées de manière oblique facilite la transmission d'efforts longitudinaux vers le pylône.

30 Avantageusement, la bielle de reprise de poussée est orientée sensiblement dans l'alignement structural du pylône.

Avantageusement encore, la bielle de reprise de poussée présente une fourche rattachée à la structure interne en au moins deux points de la partie amont de la structure, de part et d'autre du plan médian horizontal, la
35 fourche de la bielle présentant un point de jonction situé, par exemple, au niveau d'un cadre radial de l'ossature.

De manière préférentielle, au moins une partie des éléments de l'ossature, à savoir notamment cadres radiaux, bielles de reprises d'effort, structure intermédiaire et renforts longitudinaux, sont équipés d'une protection thermique.

5 Selon une première variante de réalisation, l'ossature est réalisée en une pièce.

Selon une deuxième variante de réalisation, l'ossature est réalisée en deux demi-parties destinées à être assemblées sensiblement verticalement.

10 La présente invention se rapporte également à un aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend au moins un ensemble propulsif comportant une nacelle selon l'invention.

La mise en œuvre de l'invention sera mieux comprise à la l'aide de la description détaillée qui est exposée ci-dessous en regard du dessin annexé dans lequel :

15 La figure 1 est une représentation schématique en perspective d'une nacelle selon l'invention rattachée à un pylône par l'intermédiaire d'une structure interne entourant le turboréacteur.

La figure 2 est une vue en coupe longitudinale de la nacelle de la figure 1.

20 La figure 3 est une vue schématique partielle montrant l'agencement de la structure interne par rapport à un carter de la soufflante.

La figure 4 est une représentation schématique de la structure de la figure 3 avec une structure interne complète rattachée au pylône.

25 La figure 5 est une représentation en traits pleins de la figure 4 avec la structure interne abritant le turboréacteur.

La figure 6 est une vue en coupe transversale de la nacelle de la figure 1.

La figure 7 est une représentation schématique d'une première variante de réalisation de la structure interne.

30 La figure 8 est une représentation schématique d'une deuxième variante de réalisation de la structure interne.

La figure 9 est une illustration simplifiée d'un moyen de recentrage équipant la structure interne.

35 La figure 10 est une vue en coupe transversale d'une nacelle selon l'invention avec une structure interne équipée de moyens de recentrage du turboréacteur.

Les figures 11 et 12 sont des représentations respectivement en perspective et de côté d'un troisième mode de réalisation comprenant une structure interne courte.

Les figures 13 et 14 sont des représentations de la structure représentée aux figures 11 et 12 en situation de support d'un turbo réacteur.

Les figures 1 et 2 représentent une nacelle 1 pour turbo réacteur 2 double flux.

La nacelle 1 constitue un logement tubulaire pour un turbo réacteur 2 double flux et sert à canaliser les flux d'air qu'il génère par l'intermédiaire des pâles d'une soufflante 3, à savoir un flux d'air chaud traversant une chambre de combustion 4 du turbo réacteur 2, et un flux d'air froid circulant à l'extérieur du turbo réacteur 2.

La nacelle 1 possède une structure comprenant une section avant formant une entrée d'air 5, une section médiane 6 entourant la soufflante 3 du turbo réacteur 2, et une section arrière 7 entourant le turbo réacteur 2 et comprenant un système d'inversion de poussée.

L'entrée d'air 5 présente une surface interne 5a destinée à canaliser l'air entrant et une surface externe 5b de carénage.

La section médiane 6 comprend, d'une part, un carter 6a interne entourant la soufflante 3 du turbo réacteur 2, et d'autre part, une structure externe 6b de carénage du carter prolongeant la surface externe 5b de la section d'entrée d'air 5. Le carter 6a est rattaché à la section d'entrée d'air 5 qu'elle supporte et prolonge sa surface interne 5a. De plus, le carter 6a est relié à un carter amont 6c du turbo réacteur 2 par l'intermédiaire de montants 8 radiaux disposés en croix. Il peut bien évidemment y avoir plus de quatre montants radiaux, notamment sur un turbo réacteur de type CFM.

La section arrière 7 comprend une structure externe 7a comprenant un système d'inversion de poussée formant une tuyère d'éjection et une structure interne 7b de carénage du turbo réacteur 2 définissant avec la structure externe 7a une veine 9 destinée à la circulation du flux froid.

La structure interne 7b est réalisée à partir d'une ossature structurale 10 recouverte de panneaux acoustiques 11 réalisant une surface aérodynamique intérieure de la veine 9. De ce fait, les panneaux acoustiques 11 ne sont pas structuraux et peuvent être allégés au maximum, toute la surface desdits panneaux acoustiques 11 pouvant être consacrée à la fonction

acoustique sans avoir besoin de prévoir des zones structurales interdisant toute acoustique.

L'ossature structurale 10 est destinée à être rattachée directement à un mât 12 destiné lui-même à être rattaché à une partie fixe d'un avion telle qu'une aile 13.

L'ossature structurale 10 est réalisée à partir de deux demi parties 14, dont l'une est représentée sur la figure 3 en perspective avec le carter 6a de la soufflante 3, destinées à être rattachées entre elle.

Chaque demi partie 14 présente une série de cadres radiaux 15 répartis sur toute la longueur de la demi partie 14 et dont le nombre et la section sont définis selon les efforts à faire transiter.

Plus précisément, chaque demi partie présente un cadre radial amont 15a associé à un montant supérieur 16a et un montant inférieur 16b qui, ensemble le cadre radial amont 15a, sont destinés à servir d'interface de raccordement entre l'ossature structural 10 et la section médiane 6 par l'intermédiaire du carter amont 6c et des montants 8 verticaux.

Les cadres radiaux 15 sont reliés entre eux par au moins un renfort longitudinal 17 ainsi que par un renfort longitudinal supérieur 18 et un renfort longitudinal inférieur 19 de jonction. Par ailleurs, la demi partie 14 présente un montant supérieur aval 20a et un montant inférieur aval 20b qui viennent compléter la demi partie 14 pour permettre une liaison structurale par un renfort supérieur 21a et un renfort inférieur 21b reliant respectivement les montants 16a et 20a ainsi que 16b et 20b entre eux. D'autres montants supérieurs et inférieurs peuvent être ajoutés, par exemple en continuité des cadres radiaux 15.

La transmission des efforts est améliorée en ajoutant sur chaque demi partie 14 une bielle 22 de reprise d'effort, telle que visible sur la figure 4, rattachée, d'une part, en amont de la demi partie 14 au niveau d'un plan médian de l'ossature structural 10, c'est-à-dire sensiblement au niveau du renfort longitudinal 17 et du cadre radial amont 15a, et d'autre part, en aval de la demi partie 14 en un point destiné à venir à proximité du mât 12, c'est-à-dire, sensiblement sur le renfort longitudinal supérieur 18 et à proximité d'un cadre radial aval 15b. Avantageusement, la bielle 22 de reprise d'effort est ainsi orientée selon une direction sensiblement identique à la direction du mât 12. Alternativement, le point d'accroche aval de la bielle 22 de reprise d'effort peut être intégré au mât 12.

Chaque demi partie 14 est liée à l'autre demi partie par sa partie inférieure, par l'intermédiaire de leurs montants inférieurs 16b amonts et montants inférieurs aval 20b, ainsi que par l'intermédiaire des renforts longitudinaux inférieurs 19 et des renforts inférieurs 21b.

5 En partie supérieure, chaque demi partie 14 est liée au mât 12 par l'intermédiaire de leurs montants supérieurs 16a amonts et montants supérieurs aval 20a, ainsi que par l'intermédiaire des renforts longitudinaux supérieurs 18 et des renforts supérieurs 21a.

Alternativement le mât peut être intégré à l'ossature structurale 10.

10 La figure 5 représente l'intérieur de la nacelle 1, une fois l'ossature structurale 10 recouverte par les panneaux acoustiques 11.

La figure 6 présente une vue en coupe de face de la structure interne 7b ainsi assemblée.

La figure 7 présente une variante de réalisation de l'ossature structurale 10. Une ossature structurale 110 selon la figure 7 est réalisée à partir de deux demi parties 114 se différenciant uniquement d'une demi partie 14 par le fait que chaque demi partie 114 comprend une bielle 122 de reprise d'effort présentant une fourche amont. Une telle bielle 122 de reprise d'effort est donc fixée à la demi partie 114 en trois points, à savoir deux points aval 114a, 114b situés au niveau du cadre radial amont 15a de part et d'autre du plan médian de l'ossature structural 100, c'est-à-dire de part et d'autre du renfort longitudinal 17, et en un point 114c situé en aval au même endroit que pour la bielle 22 de reprise d'effort. De manière préférentielle, la fourche de la bielle 122 de reprise d'effort se rejoint en un point 114d sensiblement situé au niveau d'un cadre radial 15 et y est rattaché.

La figure 8 montre une ossature structurale 210 réalisée en une seule pièce ouverte en partie supérieure uniquement, partie par laquelle elle est destinée à être rattachée au mât 12.

30 L'ossature structurale 10, 110, 210 est complétée par des moyens de recentrage entre le turboréacteur 2 et de la structure interne 7b situés en aval de cette dernière. Le principe de fonctionnement des moyens de recentrage est montré sur la figure 9.

Les moyens de recentrage visent à assurer un contact permanent entre le turboréacteur 2 et la structure interne 7b de manière à prendre en compte un mouvement différentiel entre ces deux structures dû à la dilation

thermique du turboréacteur 2 en fonctionnement provoquant un déplacement longitudinal et axial de ce dernier.

Pour ce faire, le turboréacteur présente, en aval de sa structure, des prolongement radiaux 30 répartis sur toute sa circonférence et terminés
5 chacun par une rampe 31 en contact glissant avec une rampe 32 complémentaire d'un prolongement radial intérieur 33 de l'ossature structural 10, 110, 210. Les rampes 31, 32 sont conçues de manière à ce que leur orientation corresponde sensiblement au différentiel de déplacement estimé entre les deux structures.

10 Le système de recentrage peut être réalisé de façon diverses, notamment par contact élastique, par éléments distincts ou monoblocs, sur uniquement un secteur de la périphérie du turboréacteur 2 ou sur toute sa périphérie.

La figure 10 présente une vue en coupe de face, montrant une
15 répartition des moyens de recentrage.

On notera également que l'invention permet une maintenance facilitée du turboréacteur 2, l'accès à ce dernier pouvant s'effectuer par simple dépose des panneaux acoustiques 11 sans nécessité le démontage de toute la structure interne 7b.

20 On notera également que la structure interne 7b peut éventuellement comporter une structure inférieure permettant l'accrochage d'une structure externe arrière 41 en partie inférieure. Dans ce cas, il en résulte une distance entre le point d'attache de ladite structure externe arrière 41 et la zone circonférentielle de recentrage de l'aval du turboréacteur 2. Cette
25 distance procure une composante d'effort qui tend à écarter la structure inférieure de la structure interne 7b par laquelle la structure externe arrière 41 est rattachée qui ne permet plus au moyens de recentrage de remplir leur fonction dans cette zone. De ce fait, on pourra assurer l'intégrité du maintien du recentrage par un système de verrous 40 au niveau de la jonction entre les
30 deux demi parties 14, 114 au niveau des cadres radiaux aval 15b.

Les figures 11 à 14 montrent une variante particulière de réalisation de l'invention comprenant une structure interne 310 courte maintenue également au niveau d'un carter de la soufflante.

Le système de support seul est représenté sur les figures 11 et 12.

35 Celui-ci comprend des moyens d'attache de type pylône 12 sur laquelle est liée la structure interne 310.

La structure interne 310 se présente sous la forme d'une ossature structurale périphérique réalisée à partir d'un cadre radial périphérique avant 315a et d'un cadre radial périphérique arrière 315b.

5 Le cadre radial avant 315a et le cadre radial arrière 315b sont reliés entre eux par une structure intermédiaire 316 formant treillis réalisés à partir de barres de liaisons 316a, 316b formant ensemble des triangles sensiblement isocèles.

10 L'ensemble de support est complété par des suspensions 320 montées sur la structure de type pylône 12 et destinées à être reliées à proximité d'une extrémité du turboréacteur 2.

Les figures 13 et 14 montrent l'ensemble support précédemment décrit en situation de support d'un turboréacteur 2, l'ossature 310 étant liée au carter 6c au moyen d'un système de boulonnage par l'intermédiaire du cadre radial avant 315a installé dans une gorge périphérique en V du carter 6c.

15 Bien évidemment, comme mentionné précédemment, la structure interne pourra en variante être réalisée sous la forme d'un ou plusieurs secteurs non entièrement périphériques.

20 Bien que l'invention ait été décrite avec des exemples particuliers 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.

REVENDEICATIONS

- 5 1. Nacelle (1) pour turboréacteur (2) double flux comprenant une section avant (5) d'entrée d'air, une section médiane (6) destinée à entourer une soufflante (3) du turboréacteur et une section arrière (7), ladite section arrière présentant une structure interne (7b) destinée à servir de carter à une partie arrière du turboréacteur, caractérisée en ce que la structure interne
- 10 possède des moyens d'accrochage aptes à permettre un rattachement de la nacelle à un pylône (12) destiné à être lié à une structure fixe (13) d'un avion sur au moins une partie de ladite structure interne.
2. Nacelle (1) selon la revendication 1, caractérisée en ce que la
- 15 structure interne (7b) est équipée de moyens de liaison rigide au turboréacteur, par exemple par boulonnage.
3. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 ou 2, caractérisée en ce que la structure interne (7b) est liée à la section médiane (6)
- 20 par l'intermédiaire d'un carter (6c) entourant la soufflante (3).
4. Nacelle (1) selon la revendication 3, caractérisée en ce que la structure interne (7b) est liée à la section médiane de la partie aval du carter (6c) entourant la soufflante (3) sur au moins une partie de sa périphérie par le
- 25 biais d'une gorge de ce dernier.
5. Nacelle (1) selon la revendication 4, caractérisée en ce que la structure interne (7b) est liée à la section médiane de la partie aval du carter (6c) sur toute sa périphérie.
- 30
6. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 4 ou 5, caractérisée en ce que la gorge périphérique du carter (6c) présente un profil intérieur en V.

7. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisée en ce que la structure interne (7b) est équipée d'un moyen de recentrage (30, 31, 32, 33) du turboréacteur (2).

5 8. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce que la structure interne (7b) est conçue de manière à ce que le pylône (12) puisse s'étendre sur toute la longueur de la structure interne.

10 9. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisée en ce que le pylône (12) est intégré à la structure interne (7b).

15 10. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisée en ce que la structure interne (7b) comprend au moins une paroi extérieure (11) constituant une surface aérodynamique montée sur une ossature (10, 110, 210).

20 11. Nacelle (1) selon la revendication 10, caractérisée en ce que l'ossature n'entoure que partiellement le turboréacteur, de préférence sur au moins 180°.

25 12. Nacelle (1) selon la revendication 11, caractérisée en ce que l'ossature entoure totalement le turboréacteur.

30 13. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 10 à 12, caractérisée en ce que la paroi extérieure est réalisée, partiellement ou en totalité, à partir d'au moins un panneau acoustique (11).

35 14. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 10 à 13, caractérisée en ce que l'ossature (10, 110, 210) de la structure interne (7b) est réalisée à partir de cadres radiaux (15a, 15b, 15).

40 15. Nacelle (1) selon la revendication 14, caractérisée en ce que les cadres radiaux sont réalisés à partir de bielles de reprise d'effort.

16. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 14 ou 15, caractérisée en ce que au moins une partie des cadres radiaux sont réalisés d'une seule pièce.

5 17. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 14 à 16, caractérisée en ce qu'au moins une partie des cadres radiaux sont réalisés à partir de plusieurs éléments liés entre eux, par exemple par boulonnage.

10 18. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 14 à 17, caractérisée en ce que les cadres radiaux sont répartis sur la longueur de la structure interne.

15 19. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 14 à 18, caractérisée en ce que l'ossature comprend au moins un cadre radial avant et un cadre radial arrière reliés par une structure intermédiaire formant treillis.

20 20. Nacelle (1) selon la revendication 19, caractérisée en ce que la structure intermédiaire est réalisée sous la forme d'un caisson.

20 21. Nacelle (1) selon la revendication 19, caractérisée en ce que la structure intermédiaire est réalisée à partir de barres de liaison reliant au moins deux cadres radiaux entre eux.

25 22. Nacelle (1) selon la revendication 21, caractérisée en ce qu'au moins une partie des barres de liaison sont intégrés à au moins un cadre radial.

30 23. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 21 ou 22, caractérisée en ce que les barres de liaison sont creuses.

30 24. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 21 à 23, caractérisée en ce que les barres de liaisons sont disposées les unes par rapport aux autres de manière à former des triangles, de préférence isocèles.

35 25. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 6 à 24 caractérisée en ce que l'ossature (10, 110, 210) comprend au moins un renfort

longitudinal (17, 20a, 20b) de part et d'autre d'un axe longitudinal de la structure interne.

26. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 25,
5 caractérisée en ce que la structure interne (7b) comprend au moins une bielle (22, 122) de reprise de poussée rattachée, d'une part, à au moins un point d'une partie amont de la structure interne (114a, 114b), par exemple au niveau d'un plan médian horizontal, et d'autre part, en au moins un point (114c) d'une partie aval de la structure interne au voisinage du pylône (12) ou
10 éventuellement intégré à celui-ci.

27. Nacelle (1) selon la revendication 26, caractérisée en ce que la bielle (22, 122) de reprise de poussée est orientée sensiblement dans l'alignement structural du pylône (12).

15

28. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 26 ou 27, caractérisée en ce que la bielle (122) de reprise de poussée présente une fourche rattachée à la structure interne (7b) en au moins deux points (114a, 114b) de la partie amont de la structure interne, de part et d'autre du plan
20 médian horizontal, la fourche de la bielle présentant un point de jonction (114d) situé, par exemple, au niveau d'un cadre radial (15) de l'ossature (110).

29. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 10 à 28, caractérisée en ce qu'au moins une partie des éléments de l'ossature, à savoir
25 notamment cadres radiaux, bielles de reprises d'effort, structure intermédiaire et renforts longitudinaux, sont équipés d'une protection thermique.

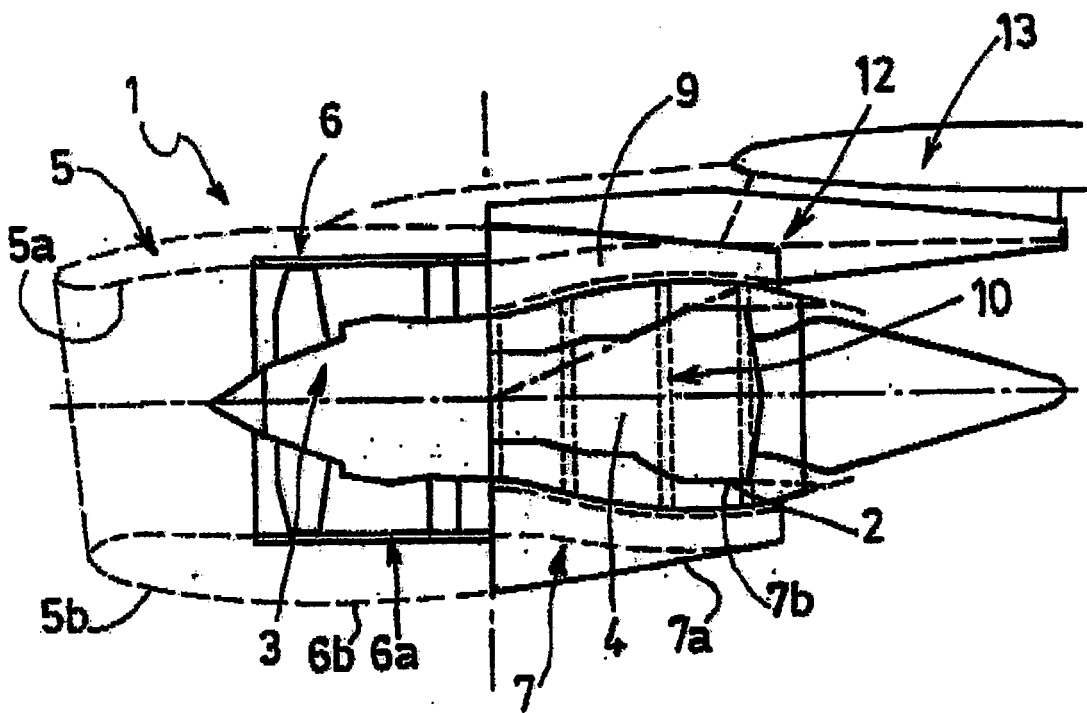
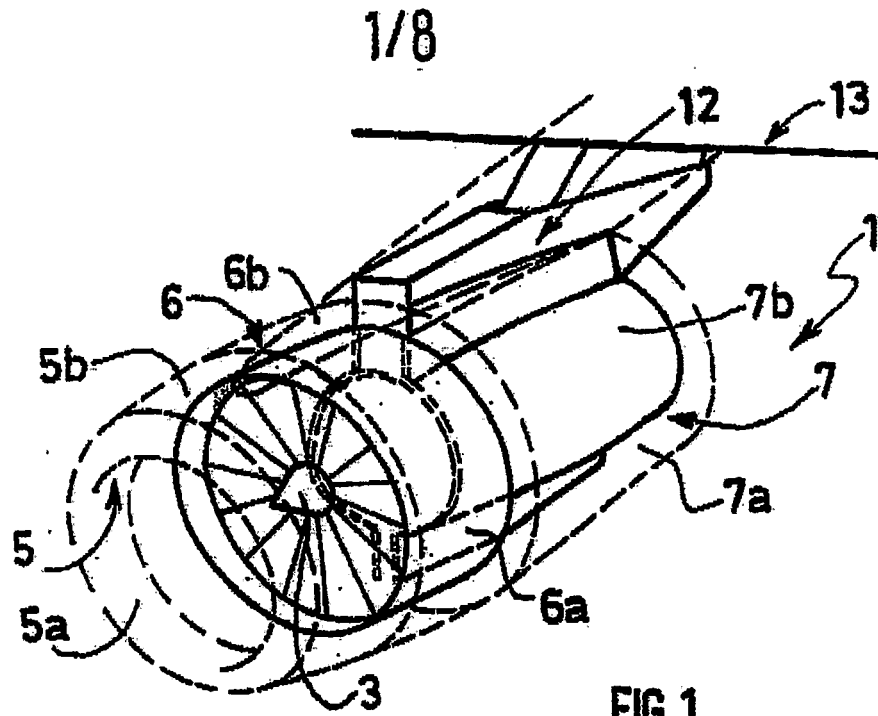
30. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 29, caractérisée en ce que la structure interne (7b) possède une ossature (210) en
30 une pièce.

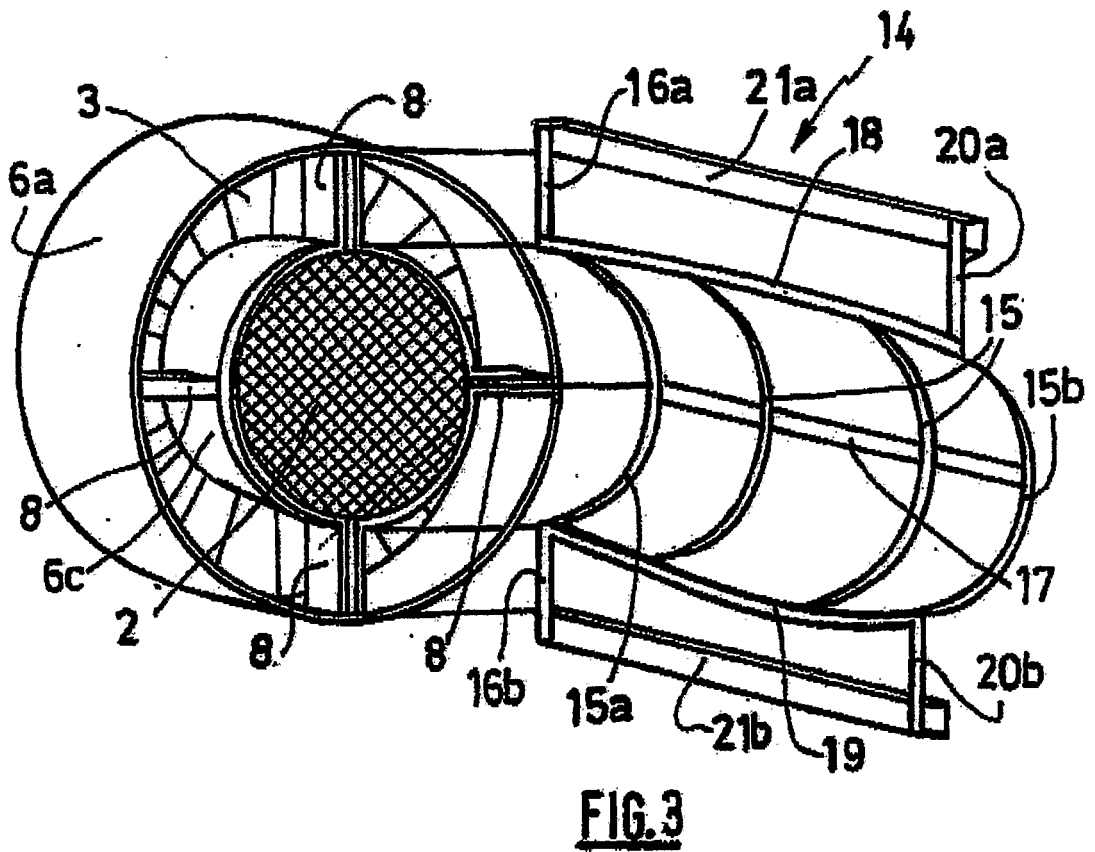
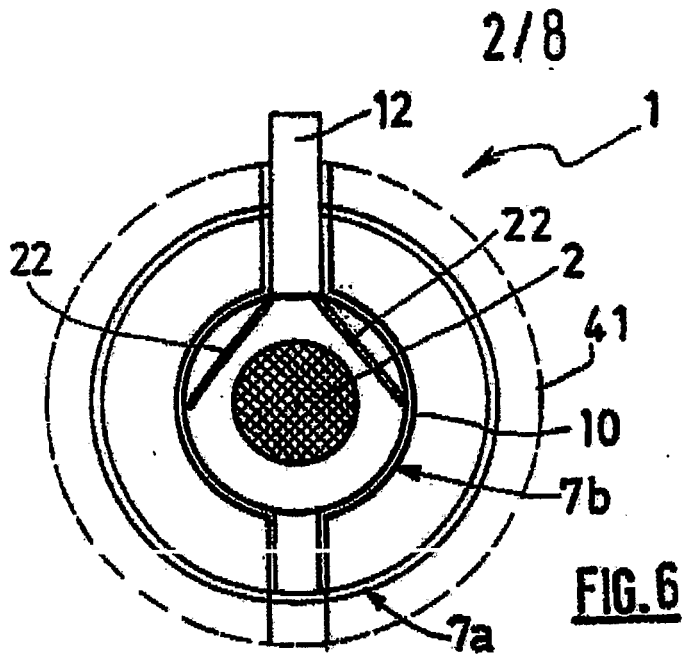
31. Nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 30, caractérisé en ce que la structure interne (7b) possède une ossature (10, 110) en deux pièces destinées à être assemblées sensiblement verticalement.

35

32. Ensemble propulsif, caractérisé en ce qu'il comprend une nacelle (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 31, ladite nacelle abritant un turboréacteur (2).

5 33. Aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend au moins un ensemble propulsif selon la revendication 32.





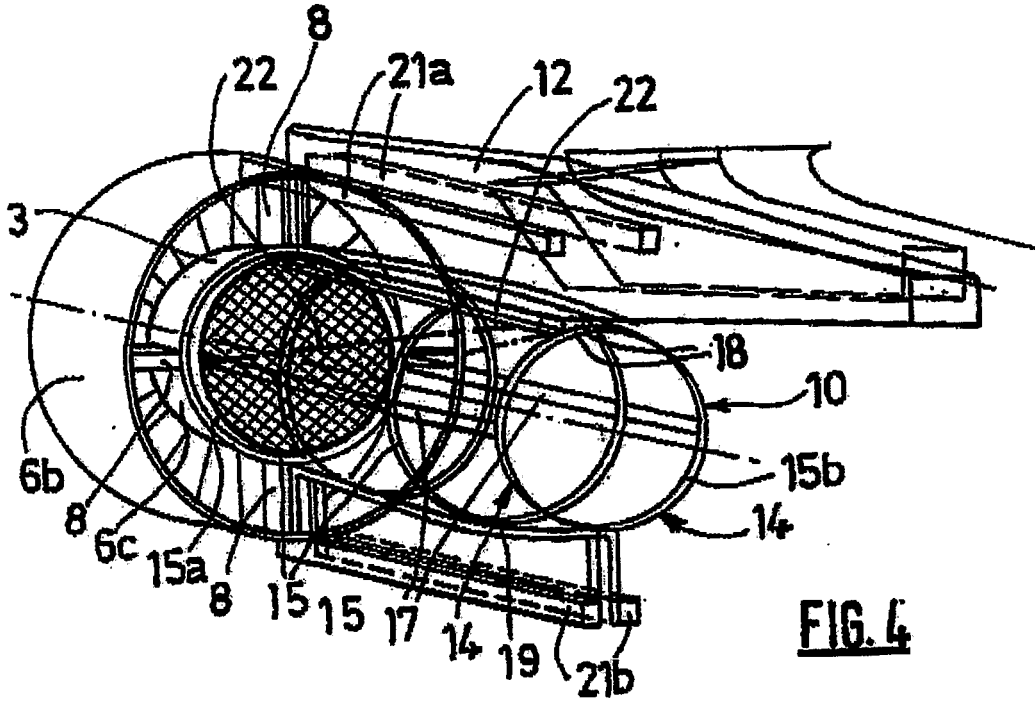


FIG. 4

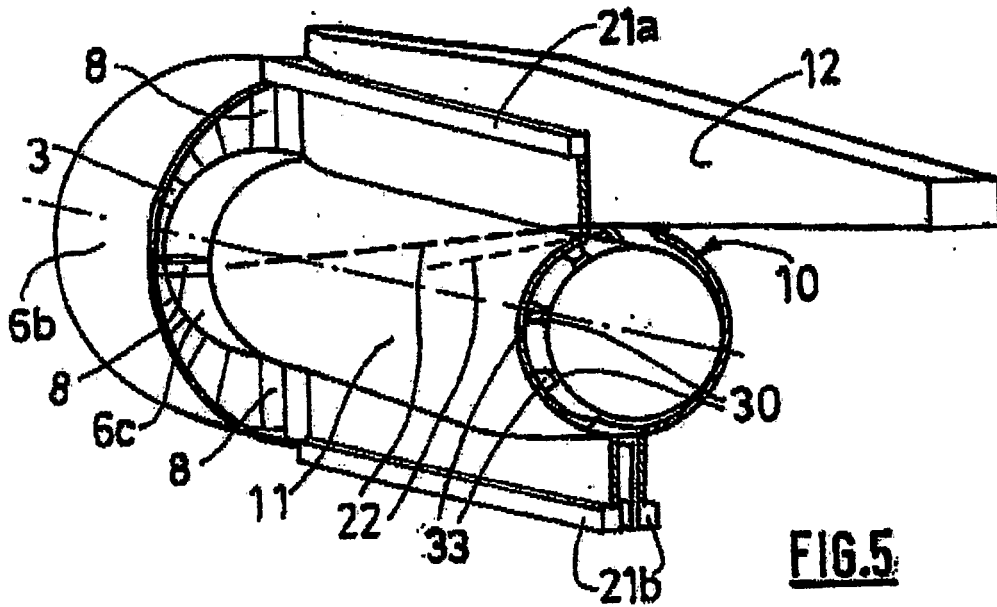


FIG. 5

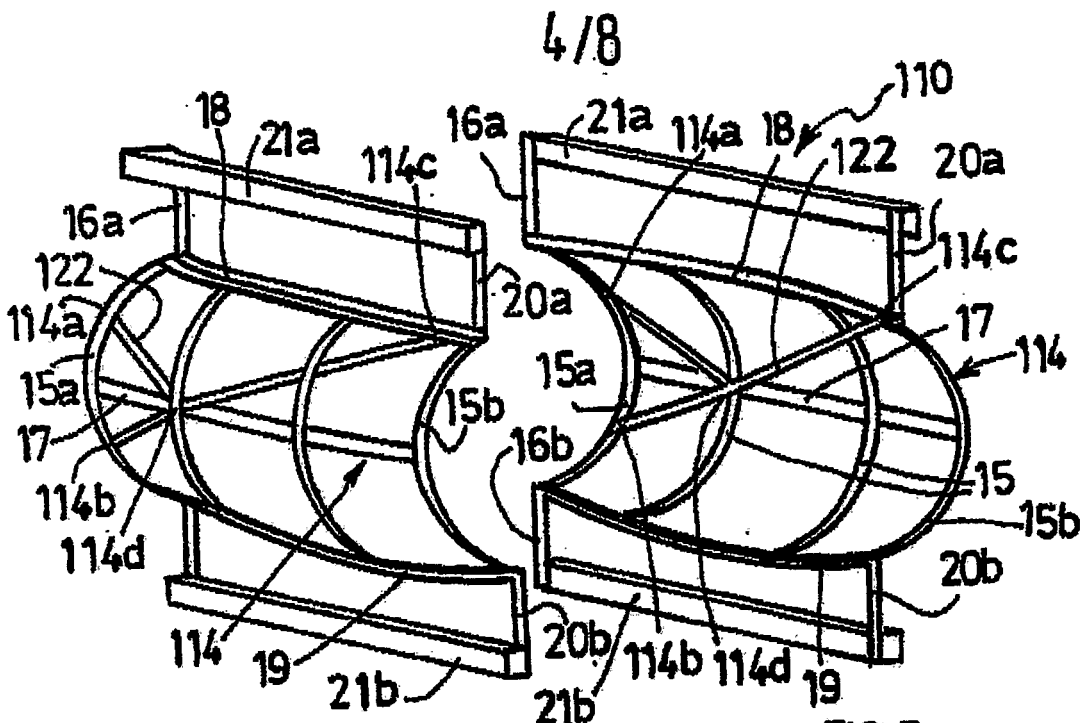


FIG. 7

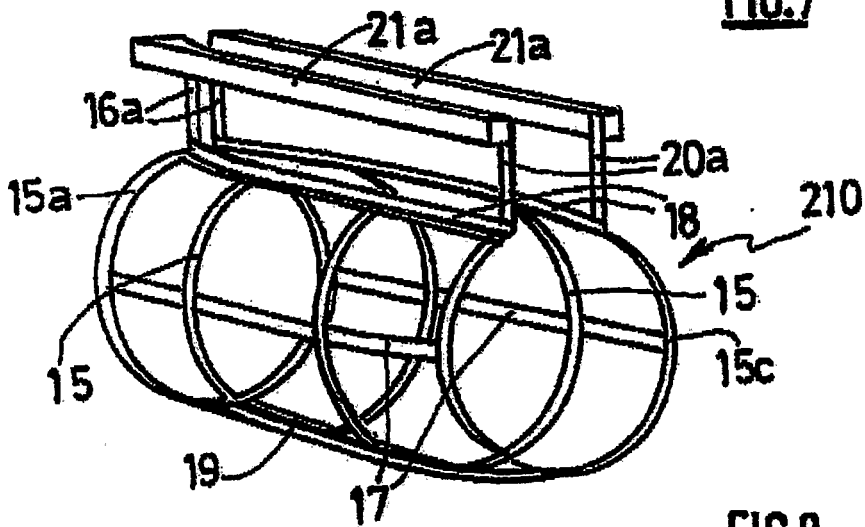


FIG. 8

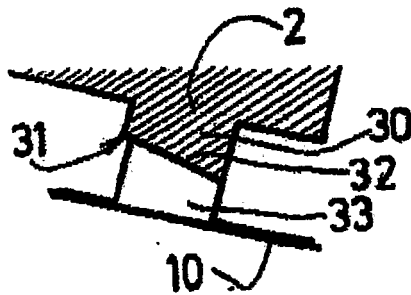


FIG. 9

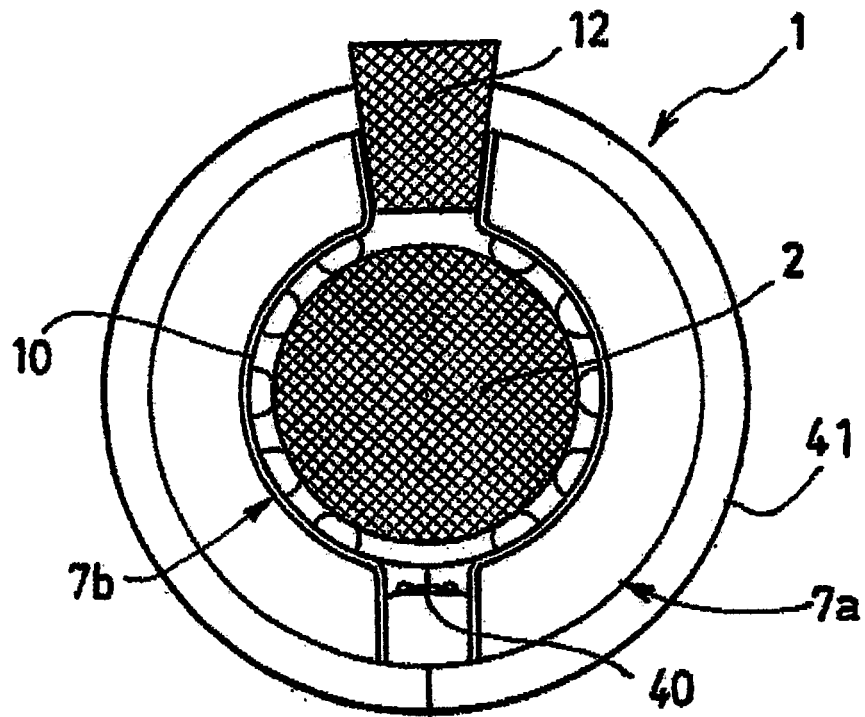
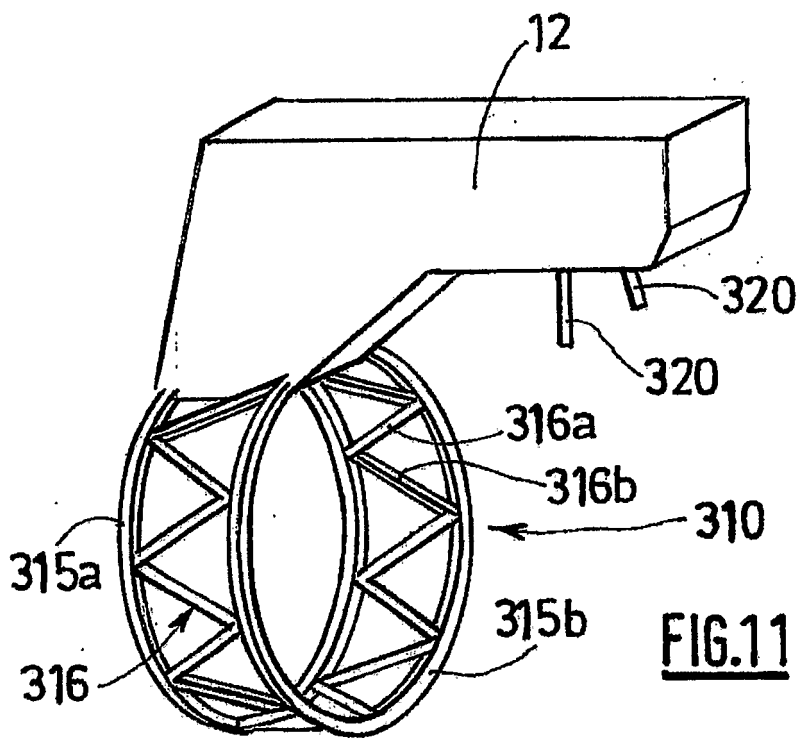
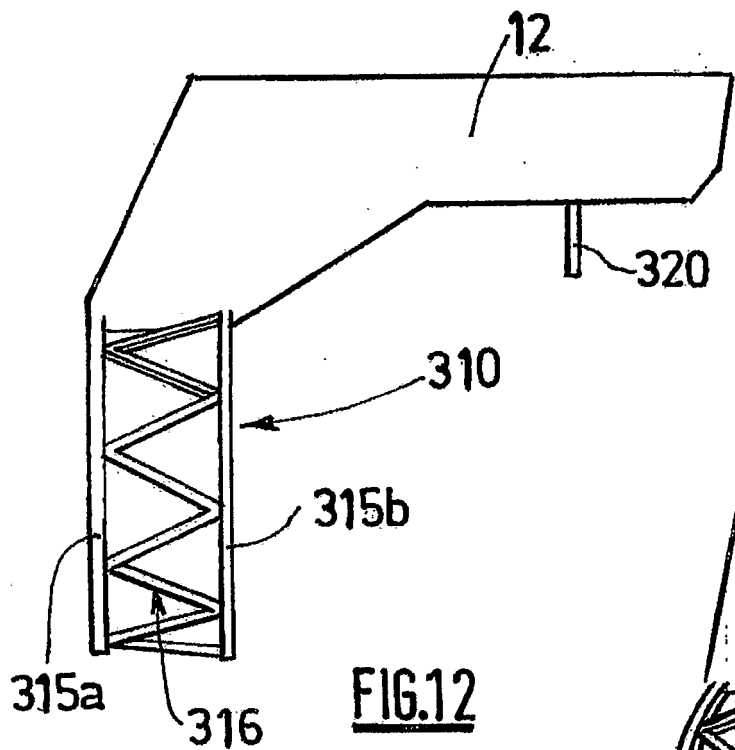


FIG.10



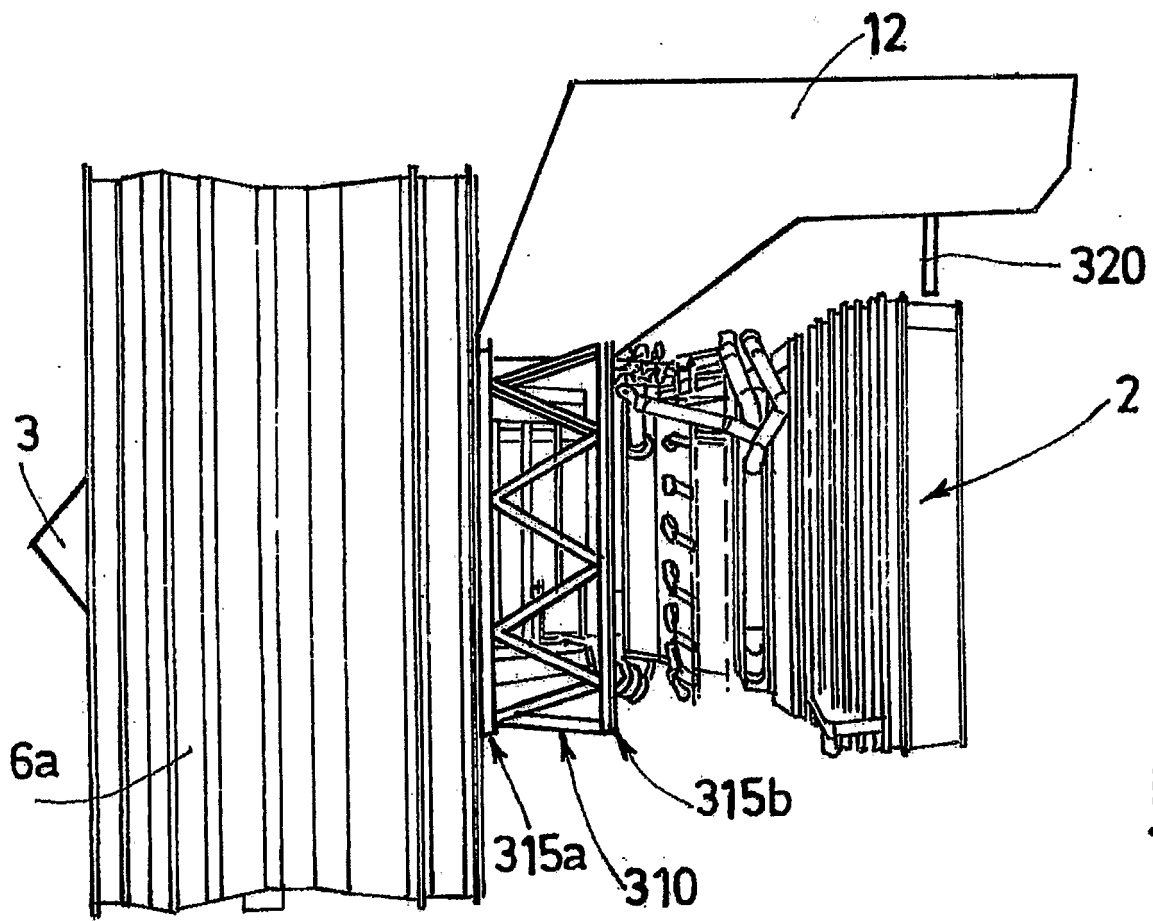


FIG.13

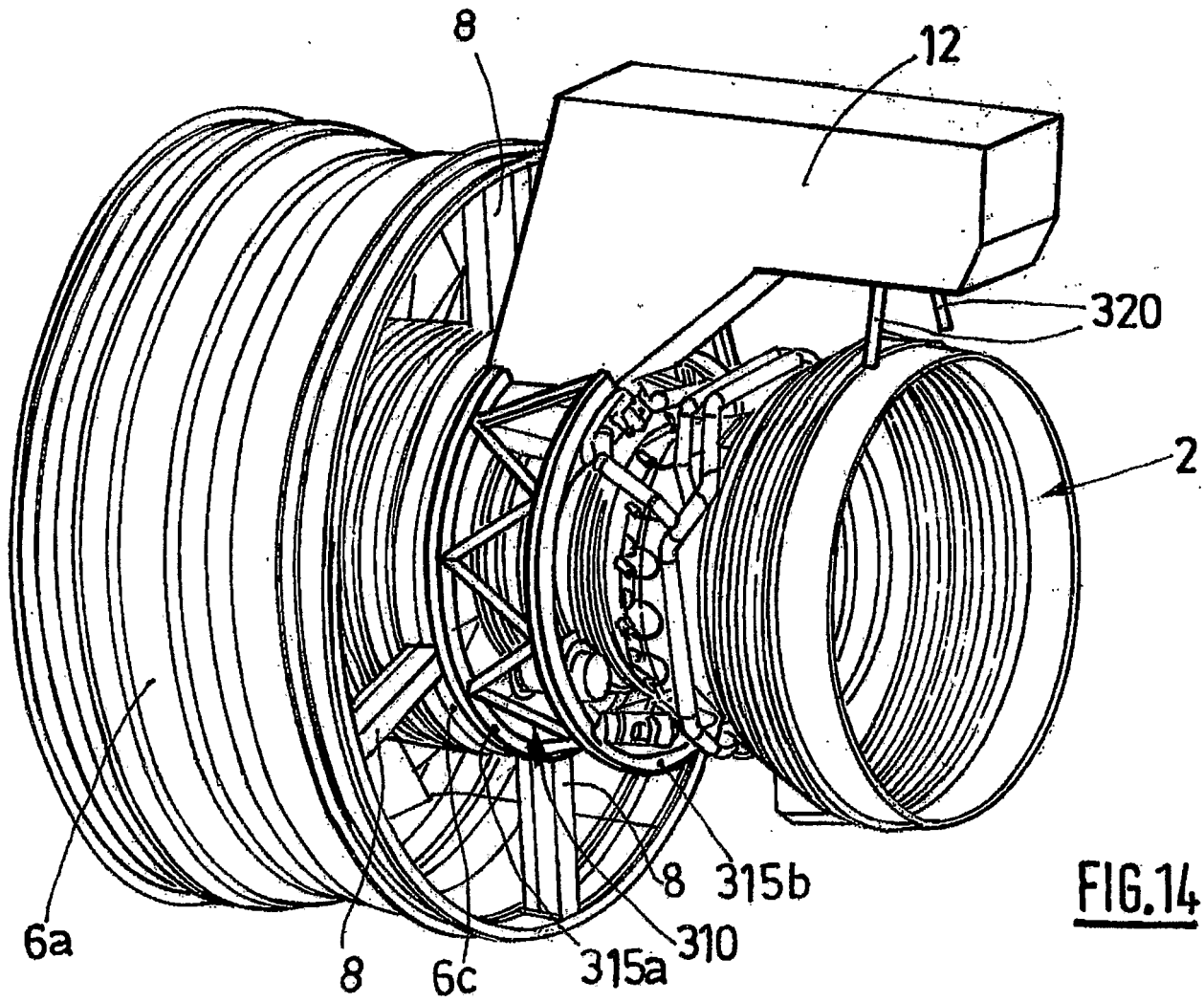


FIG. 14

8/8

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2007/000951

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64D27/18 B64D29/00

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 B64C

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

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	EP 0 155 887 A1 (SNECMA [FR]) 25 September 1985 (1985-09-25) abstract page 2, line 19 - line 27 page 3, line 1 - line 8 page 5, line 17 - page 6, line 15 page 6, line 29 - line 32 page 8, line 5 - line 14 figures 1,3,10A	1-13, 29-33
X	GB 2 312 251 A (ROLLS ROYCE PLC [GB]) 22 October 1997 (1997-10-22) page 2, line 15 - page 3, line 2 figures	1,2,8,9, 30,32,33
A	US 6 330 985 B1 (MANTEIGA JOHN ALAN [US] ET AL) 18 December 2001 (2001-12-18) figures 1,2	26-28

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

8 octobre 2007

Date of mailing of the international search report

22/10/2007

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

Estrela Calpe, Jordi

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No PCT/FR2007/000951

Patent document cited in search report	Publication date	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 0155887	A1	25-09-1985	DE 3560143 D1	04-06-1987
			FR 2560854 A1	13-09-1985
			US 4683717 A	04-08-1987
GB 2312251	A	22-10-1997	FR 2747735 A1	24-10-1997
			US 5860276 A	19-01-1999
US 6330985	B1	18-12-2001	BR 0102647 A	13-02-2002
			CA 2351281 A1	30-12-2001
			DE 60117931 T2	23-11-2006
			EP 1170207 A2	09-01-2002
			JP 2002173094 A	18-06-2002

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2007/000951

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
 INV. B64D27/18 B64D29/00

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 B64C

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

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 0 155 887 A1 (SNECMA [FR]) 25 septembre 1985 (1985-09-25) abrégé page 2, ligne 19 - ligne 27 page 3, ligne 1 - ligne 8 page 5, ligne 17 - page 6, ligne 15 page 6, ligne 29 - ligne 32 page 8, ligne 5 - ligne 14 figures 1,3,10A	1-13, 29-33
X	----- GB 2 312 251 A (ROLLS ROYCE PLC [GB]) 22 octobre 1997 (1997-10-22) page 2, ligne 15 - page 3, ligne 2 figures	1,2,8,9, 30,32,33
A	----- US 6 330 985 B1 (MANTEIGA JOHN ALAN [US] ET AL) 18 décembre 2001 (2001-12-18) figures 1,2 -----	26-28

 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

8 octobre 2007

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

22/10/2007

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

Estrela Calpe, Jordi

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2007/000951

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)		Date de publication
EP 0155887	A1	25-09-1985	DE	3560143 D1	04-06-1987
			FR	2560854 A1	13-09-1985
			US	4683717 A	04-08-1987
GB 2312251	A	22-10-1997	FR	2747735 A1	24-10-1997
			US	5860276 A	19-01-1999
US 6330985	B1	18-12-2001	BR	0102647 A	13-02-2002
			CA	2351281 A1	30-12-2001
			DE	60117931 T2	23-11-2006
			EP	1170207 A2	09-01-2002
			JP	2002173094 A	18-06-2002