(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 2014 (28.08.2014)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/128397 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 27/26 (2006.01) *F02K 3/06* (2006.01)
F01D 25/16 (2006.01) *F02C 7/20* (2006.01)
F01D 25/28 (2006.01) *B64D 27/20* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2014/050331

(22) Date de dépôt international :
17 février 2014 (17.02.2014)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1351414 20 février 2013 (20.02.2013) FR

(71) Déposant : **SNECMA** [FR/FR]; 2 Boulevard du Général Martial Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeur : **BELLABAL, François, Robert**; Snecma PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR).

(74) Mandataires : **CHARGUELLON, Raymond** et al.; Gevers France, 41 avenue de Friedland, F-75008 Paris (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), eurasien (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** : TURBOJET ENGINE SUSPENSION USING A DOUBLE REAR SUPPORT

(54) **Titre** : SUSPENSION D'UN TURBORÉACTEUR PAR DOUBLE SUPPORT ARRIÈRE

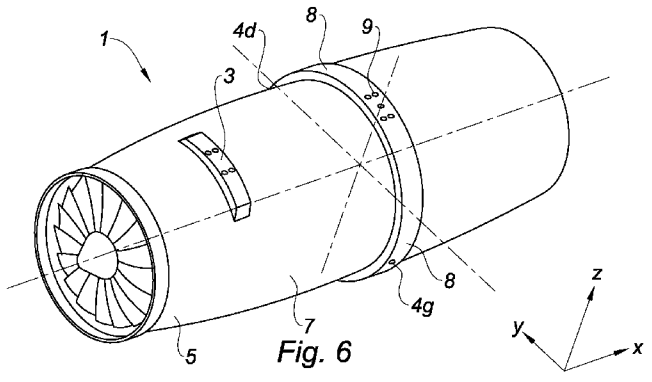


Fig. 6

(57) **Abstract** : Bypass turbojet engine comprising a fan casing (5) at the front and an exhaust casing at the rear, said turbojet engine further comprising a cold stream duct (7) which comprises an annular rear end connected to the exhaust casing and on which is positioned at least one attachment point (4) able to transmit the load from the exhaust casing to the structure of an aircraft, characterized in that a plurality of attachment points (4g, 4d) is positioned on the circumference of said annular rear end of the cold stream duct (7), said plurality of attachment points comprising either two points (4g, 4d) that are diametrically opposed on said circumference or at least three points that form a polygon through which the axis of symmetry of the cold stream duct (7) passes, and in that the turbojet engine is equipped with a rear suspension hoop (8) fixed to said attachment points and able to be fixed to the structure of the aircraft.

(57) **Abrégé** : Turboréacteur double flux comportant un carter de soufflante

[Suite sur la page suivante]

WO 2014/128397 A1

(5)à l'avant et un carter d'échappement à l'arrière, ledit turboréacteur comportant en outre un canal de flux froid (7) qui comporte une extrémité arrière annulaire reliée au carter d'échappement et sur laquelle est positionné au moins un point d'attache (4) apte à transmettre les efforts du carter d'échappement à la structure d'un aéronef, caractérisé en ce qu'une pluralité de points d'attache (4g, 4d) est positionnée sur la circonférence de ladite extrémité arrière annulaire du canal de flux froid (7), ladite pluralité de points d'attache comprenant soit deux points (4g, 4d) diamétralement opposés sur ladite circonférence soit au moins trois points formant un polygone à l'intérieur duquel passe l'axe de symétrie du canal de flux froid (7), et en ce que le turboréacteur est équipé d'un arceau (8) de suspension arrière fixé sur lesdits points d'attache et apte à être fixé à la structure de l'aéronef.

SUSPENSION D'UN TURBORÉACTEUR PAR DOUBLE SUPPORT ARRIÈRE

Le domaine de la présente invention est celui des turboréacteurs et des organes assurant la liaison entre leurs différentes pièces. Il porte plus particulièrement sur les organes assurant la tenue mécanique des turboréacteurs double flux par l'intermédiaire de leur canal de flux froid.

Un moteur de propulsion, tel qu'un turboréacteur, peut être monté en divers endroits de l'avion, par accrochage à un mât ou à un pylône appartenant à la structure de ce dernier. Il peut être ainsi suspendu sous la voilure, fixé au fuselage, généralement à l'arrière, ou monté dans l'empennage par des moyens d'accrochage appropriés. Ces moyens d'accrochage ont pour fonction d'assurer la transmission des efforts mécaniques entre le moteur et la structure de l'avion. Les charges à prendre en considération sont notamment le poids du moteur selon l'axe vertical Z, sa poussée selon l'axe X du moteur, et les charges aérodynamiques latérales selon l'axe Y transversal. Les charges à transmettre comprennent aussi la reprise du couple de rotation autour de l'axe du moteur. Ces moyens doivent en outre absorber, sans les transmettre au mât, les déformations subies par le moteur pendant les différentes phases du vol résultant par exemple des variations dimensionnelles dues aux dilatations ou contractions thermiques.
Un mode de suspension, par exemple, dans le cas d'un turbomoteur à soufflante, consiste à accrocher le moteur à un mât appartenant à la structure de l'avion (fuselage ou aile) par une suspension ou attache avant et par une suspension ou attache arrière. La suspension avant est fixée en particulier sur un carter intermédiaire formant une bride à l'arrière d'un carter de soufflante, et la suspension arrière est fixée indirectement au carter d'échappement du flux primaire. Ces deux pièces constituent les éléments structuraux d'une turbomachine, sur lesquels l'ensemble des efforts sont repris.
Les turboréacteurs modernes sont des turbomachines double flux à fort taux de dilution, le flux d'air secondaire étant comprimé par un seul étage de compresseur dit soufflante. Dans certaines réalisations, telles que par exemple celle décrite dans le document FR2940359A1 de la demanderesse, le flux d'air secondaire en sortie de la soufflante est guidé par un conduit débouchant directement dans une tuyère pour participer à la poussée du moteur. Ce conduit, appelé « canal de flux froid » dans la présente, est désigné généralement par l'acronyme anglais OFD pour « Outer Fan Duct », ou conduit extérieur de soufflante. Il est visible sur la figure 9 de la demande FR2940359A1 sous la référence 116, et prolonge le carter de soufflante 110 vers l'aval du turboréacteur. Le flux secondaire circule ainsi entre le corps principal du moteur, délimité par des carters, et ce conduit ou canal de flux froid. Pour des raisons de poids ce canal de flux froid peut être de façon courante réalisé en matériau composite, tel qu'un matériau composite en fibres de carbone. Ce canal est fixé sur le moteur par des liaisons

situées à ses deux extrémités longitudinales, une première fixation s'effectuant à l'amont sur le carter intermédiaire, et une seconde à l'arrière sur un anneau structural disposé à l'extrémité arrière du canal et porté par le carter d'échappement. La partie aval de la tuyère, comportant l'inverseur de poussée, vient se fixer sur l'anneau structural, qui comporte une bride d'attache à cet effet. Et la liaison entre l'anneau structural du canal de flux froid et le carter d'échappement s'effectue généralement au moyen de bras ou de bielles profilées qui traversent le flux froid.

Un problème particulier peut être rencontré sur ces moteurs double flux à canal de flux froid, qui provient, d'une part, de la rigidité du canal de flux froid qui peut s'avérer relativement faible si la structure formant le canal n'est pas suffisamment renforcée et, d'autre part, du bras de levier existant entre l'axe dans lequel pousse le moteur et la position décalée par rapport à celui-ci, des points d'attache du moteur. Ce bras de levier et le couple qui lui est associé tendent à déformer le canal de flux froid si ce dernier n'est pas suffisamment rigide, et à lui faire prendre une forme dite en "banane", entre sa bride de fixation à l'avant sur le carter intermédiaire et l'anneau structural à son extrémité arrière. L'anneau structural dernier est en outre déformé par une ovalisation selon sensiblement une ellipse dont le grand axe passe par le point d'attache à la structure de l'aéronef. Le type de déformation rencontré est illustré, en vue de dessus et en vue de derrière, sur les figures 1 et 2, dans le cas d'un moteur qui est porté par l'aile de l'avion.

Ces distorsions de la carcasse du moteur sont bien évidement préjudiciables à un bon fonctionnement du moteur et à ses performances, du fait de l'apparition de jeux parasites entre ses pièces, et à la tenue mécanique des attaches qui sont sollicitées dans une direction non optimale.

Pour répondre en partie à ce problème, il est possible de rigidifier le canal de flux froid en renforçant sa structure, incluant l'anneau structural, mais cela se traduit par une augmentation sensible de sa masse et corrélativement de son coût.

La présente invention a ainsi pour but de remédier à ces inconvénients en proposant un type de liaison entre l'extrémité arrière du canal du flux froid et la structure de l'aéronef qui ne présente pas les inconvénients de l'art antérieur et, pour cela, qui élimine le couple provenant du bras de levier existant entre la poussée du moteur et les forces de retenue exercées par les attaches avant et arrière de suspension de la turbomachine.

A cet effet, l'invention a pour objet un turboréacteur double flux comportant un carter de soufflante à l'avant et un carter d'échappement à l'arrière, ledit turboréacteur comportant en outre un canal de flux froid qui prolonge le carter de soufflante pour guider le flux froid vers l'aval du turboréacteur, ledit canal de flux froid comportant une extrémité arrière annulaire reliée au carter d'échappement et sur laquelle est positionné au moins un point d'attache apte à transmettre les efforts du carter d'échappement à la structure d'un aéronef, caractérisé en ce qu'une pluralité de points d'attache est positionnée sur la circonférence de ladite extrémité arrière annulaire du canal de flux froid, ladite pluralité de points d'attache comprenant soit deux points diamétralement opposés sur ladite circonférence soit au moins trois points formant un

polygone à l'intérieur duquel passe l'axe de symétrie du canal de flux froid et en ce que le turboréacteur est équipé d'un arceau de suspension arrière fixé sur lesdits points d'attache et apte à être fixé à la structure de l'aéronef..

De cette façon il n'y a plus de bras de levier entre la force de poussée qui est exercée par le moteur selon son axe de rotation et les forces qui reprennent cette poussée, dont les points d'appui sont positionnés sur la circonférence du canal de flux froid. De ce fait le corps principal du moteur n'est plus soumis à un couple qui le déformerait et qui rendrait l'anneau structural ovale. Les jeux spécifiés entres les parties tournantes et les pièces fixes sont conservés, ce qui élimine les pertes de rendement rencontrées dans l'art antérieur. Si les points d'attache sont au nombre de deux, diamétralement opposés l'un par rapport à l'autre, cette configuration est aboutit à une longueur minimale pour les pièces qui reprennent les efforts transmis par le carter d'échappement et les transmettent à la structure de l'aéronef sur lequel est monté le turboréacteur.

De façon préférentielle ledit arceau comporte une zone de fixation unique apte à transmettre à la structure de l'aéronef les efforts transmis par le carter d'échappement.

Plus préférentiellement l'arceau présente une forme semi-circulaire avec en son milieu ladite zone de fixation unique.

Avantageusement, l'extrémité arrière annulaire du canal de flux froid comprend un anneau structural. Cet anneau peut être réalisé de façon connue sous la forme d'une pièce distincte de la structure du canal, qui vient se fixer sur cette structure. Il n'est pas exclu néanmoins d'intégrer dans la structure du canal, lors de sa fabrication, un renfort de l'extrémité arrière du canal ayant le rôle d'un tel anneau structural.

Dans un mode de réalisation le turboréacteur comprend un carter intermédiaire auquel est fixée une extrémité avant du canal de flux froid.

Avantageusement une poutre apte à assurer la fixation d'une suspension avant du turboréacteur à la structure de l'aéronef est disposée sur ledit carter intermédiaire.

Préférentiellement le turboréacteur est équipé en outre d'une liaison apte à fixer ladite zone de fixation unique à un pylône de l'aéronef en autorisant des degrés de liberté en rotation du turboréacteur selon son axe longitudinal (X).

Par ailleurs, l'arceau de suspension arrière peut être fabriqué à partir d'un sandwich composite en fibre de carbone, ce qui permet une diminution de la masse globale du turboréacteur, car l'augmentation de masse de la suspension arrière est largement compensée par le gain de masse permis par l'allègement de la structure du canal de flux froid. Comme détaillé plus loin, un allègement de la structure du canal de flux froid est permis par l'invention, du fait qu'il est possible d'avoir un canal de moindre rigidité sans que cela implique les inconvénients rencontrés dans l'art antérieur

L'invention sera mieux comprise, et d'autres buts, détails, caractéristiques et avantages de celle-ci apparaîtront plus clairement au cours de la description explicative détaillée qui va suivre, d'un mode de réalisation de l'invention donné à titre d'exemple purement illustratif et non limitatif, en référence aux dessins schématiques annexés.

Sur ces dessins :

- la figure 1 est une vue schématique d'un turboréacteur et de ses points d'attaches à la structure de l'avion, selon l'art antérieur ;
- la figure 2 est une vue schématique, de côté, du turboréacteur de la figure 1, avec indication du positionnement de ses points d'attache ;
- la figure 3 est une vue schématique, de derrière, du turboréacteur de la figure 1, avec indication du positionnement de ses points d'attache ;
- La figure 4 est une vue schématique, de côté, d'un turboréacteur selon l'invention, avec indication du positionnement de ses points d'attache ;
- la figure 5 est une vue schématique, de derrière, du turboréacteur selon l'invention, avec indication du positionnement de ses points d'attache ;
- la figure 6 est une vue en perspective du turboréacteur des figures 4 et 5, équipé de ses dispositifs d'accrochage à l'avion, et
- la figure 7 est une vue en coupe transversale du turboréacteur de la figure 6 dans le plan de son attache arrière.

En se référant à la figure 1, on voit une représentation stylisée d'un turboréacteur 1 à double flux sous la forme d'un cylindre, dans une configuration où il est porté sous l'aile de l'avion. Il comporte deux séries de points d'attache : d'une part, deux points d'attache avant 2d et 2g, sont situés à l'avant du moteur pour reprendre majoritairement les efforts de poussée qui sont transmis par le carter intermédiaire, ainsi que le poids de la partie avant, et d'autre part, un point d'attache arrière 4 situé au niveau du carter d'échappement, qui reprend le poids de la partie arrière. De façon habituelle les attaches avant 2d et 2g sont reliées l'une à l'autre par une poutre 3 qui assure la fixation de la suspension avant au mât ou pylône de l'avion.

Le turboréacteur est représenté dans la configuration dite en pod, sous la voilure, mais il pourrait tout aussi bien être positionné latéralement par rapport au fuselage et être tenu par des attaches fixées soit sur le fuselage soit sur l'empennage de l'avion. Dans ce cas le turboréacteur est dans une position tournée de 90°, soit dans un sens soit dans l'autre, par rapport à la configuration représentée et les efforts de reprise du poids par les attaches sont répartis différemment. Mais, quelle que soit la configuration, la poussée qui est dirigée axialement est reprise par des attaches avant qui sont dans une position décalée par rapport à la direction de la poussée.

Les figures 2 et 3 illustrent les décalages observés, en prenant pour configuration un moteur en pod, vu respectivement de côté et de l'arrière. Sur la figure 2 on voit un turboréacteur double

flux 1 avec son carter de soufflante 5 qui entoure la partie avant du moteur, et notamment la soufflante (non visible), et le canal du flux froid 7 qui prolonge le carter de soufflante pour guider le flux froid vers l'aval du moteur et la tuyère secondaire. Le corps principal 6 du moteur, qui renferme le flux primaire entre le carter intermédiaire et le carter d'échappement, présente, comme on peut le voir, une déformation en forme de banane. Celle-ci est due au bras de levier qui existe entre la direction d'action de la poussée et celle des forces de réaction à la poussée qui sont exercées par les points d'attache avant 2g et 2d. Ce bras de levier, qui est sensiblement égal au rayon du turboréacteur, génère un couple, qui est repris par des forces exercées par les points d'attache avant 2g et 2d et par le point d'attache arrière 4. Sur les figures sont seulement représentées les forces de réaction à la poussée et à la reprise du couple, sans indication des forces de réaction au poids du réacteur.

La déformation subie par ce corps principal 6 se traduit par une consommation des jeux existant entre les pièces tournantes et les pièces fixes des corps primaire et secondaire du moteur, ce qui est extrêmement préjudiciable au rendement de la turbomachine et à la stabilité de son fonctionnement.

La figure 3 montre une autre déformation résultant du bras de levier existant entre la direction de la poussée et les forces de réaction s'exerçant sur les attaches du turboréacteur. Vu de l'arrière, le canal de flux froid 7 qui devrait être un cercle régulier, se déforme pour prendre une forme ovale dont le grand axe est orienté selon le diamètre passant par le point d'attache arrière 4. Cette ovalisation contribue elle aussi à la consommation des jeux internes et à une dégradation des performances de la turbomachine.

Les figures 4 et 5 montrent l'absence de ces déformations dans le cas de l'invention. Les attaches avant 2g et 2d du turboréacteur sont, comme précédemment, placées de part et d'autre du plan de symétrie du moteur, dans une position haute. L'écart latéral entre ces deux points d'attache est dicté par les efforts transversaux et les moments qu'ils doivent reprendre. En revanche, la suspension arrière est, ici, réalisée par deux attaches arrières 4g et 4d qui sont opposées diamétralement, dans un plan perpendiculaire au plan médian des deux attaches avant 2g et 2d. De ce fait le couple associé à la poussée est compensé par des forces qui s'exercent au même niveau que la poussée et le phénomène d'ovalisation constaté précédemment (cf. figure 3) ne peut plus se produire. Les jeux internes de la turbomachine ne sont pas détériorés et le rendement de celle-ci est préservé.

La figure 6 montre en perspective un turboréacteur 1 équipé d'un arceau 8 qui relie les deux points d'attache arrière 4g et 4d et qui assure la fixation de la suspension arrière au pylône ou au mât de la structure de l'avion. Cet arceau vient se fixer sur les deux points d'attache arrière 4g et 4d et comporte une zone de fixation 9 au pylône, qui remplit les mêmes fonctions que l'attache arrière unique 4 de l'art antérieur.

En se référant maintenant à la figure 7 on voit le turboréacteur 1 selon une coupe au niveau du carter d'échappement 10 et de l'anneau structural de support du canal de flux froid 7. Le canal

de flux froid 7 est relié classiquement au carter d'échappement 10 par l'intermédiaire de bielles de liaison 11, aux bouts desquelles se trouvent des renforts formant les points d'attache 4g et 4d. Ceux-ci sont, comme indiqué précédemment, diamétralement opposés sur la circonférence du canal de flux froid 7. L'arceau 8 qui les relie a, pour cela, une forme semi-circulaire, et il entoure le canal de flux froid, avec en son milieu la zone de fixation 9. Celle-ci est fixée sur le pylône 12 de l'avion au moyen d'une liaison autorisant des degrés de liberté en rotation et éventuellement en translation selon l'axe longitudinal x.

On va maintenant décrire l'apport de l'invention en matière de réduction des déformations de son corps principal, qui sont dues au décalage existant entre la direction de la poussée du moteur et celle de la reprise de ces efforts par les points d'attache avant.

La solution proposée consiste, pour la suspension arrière, à avoir deux points d'accrochage 4g et 4d sur le canal de flux froid 7, et à les disposer sur un même diamètre, à l'opposé l'un de l'autre sur la circonférence de ce canal. De cette façon l'ovalisation du conduit ne peut pas se produire, même si ce canal présente une faible raideur. La solution technique proposée pour relier les deux points d'accrochage au pylône est l'utilisation d'un arceau 8 qui relie le canal flux froid à la zone d'accrochage 9 à proximité du pylône.

L'arceau de suspension 8 permet de reprendre les efforts dans les directions transversales y et z, tout en laissant des libertés de mouvement au canal de flux froid dans la direction axiale. En effet, comme il n'y a pas de reprise d'effort axial, tel que la poussée du moteur, à réaliser, seuls les efforts de translation nécessitent d'être repris à chaque extrémité de l'arceau. Ces conditions aux limites particulières permettent ainsi au moteur de se dilater librement, et elles limitent les précontraintes qui sont dues à l'hyperstatisme du montage.

Au final, la réduction de la flexion parasite appliquée au corps principal 6, du fait de la disposition retenue par l'invention pour les deux points d'attache arrière, élimine les consommations de jeux internes à la turbomachine et en améliore les performances.

On peut, par ailleurs, remarquer que cette solution va à l'encontre de l'état de l'art, car elle préconise d'éloigner les points d'attache du pylône l'un de l'autre, alors qu'un homme du métier recherche généralement à raccourcir les chemins d'effort, de façon à diminuer la masse de la pièce de liaison formant la suspension arrière. L'écartement des points implique en effet soit d'augmenter la taille de la suspension arrière soit d'introduire une pièce d'interface supplémentaire, ce qui revient à ajouter de la masse en plus. Mais le conduit de soufflante structural étant ainsi mieux sollicité, il se comporte davantage comme une poutre en flexion à trois points. La répartition du flux de cisaillement est alors plus saine et le pouvoir raidissant de l'OFD sur la structure secondaire est fortement augmenté. Un gain de masse substantiel est alors apporté par une réduction de la raideur intrinsèque du canal de flux et par une inertie en

flexion minimale qui est donnée à l'anneau structural, pour lequel il n'est alors plus nécessaire d'agir pour en limiter l'ovalisation.

Par ailleurs, l'anneau structural n'ayant plus à empêcher l'ovalisation de l'anneau structural de support du canal de flux froid, l'inertie de sa section moyenne peut être diminuée, et cela permet un gain supplémentaire de masse. Par ailleurs, la diminution de l'inertie de l'anneau permet, en compensant la place que prend l'arceau, de rapprocher l'anneau du canal de flux froid et de réduire l'encombrement radial du turboréacteur et, par suite, la trainée aérodynamique qui y est associée.

Au final, le gain de masse apporté par la réduction des contraintes associées au dessin de ces pièces compense largement le surcroît de masse de l'arceau 8.

L'invention a été décrite avec un arceau comportant deux points sur lesquels se fixent les points d'attache 4g et 4d de l'anneau structural, ces deux points étant diamétralement opposés sur la circonférence du canal de flux froid 7. Elle peut être également réalisée en positionnant plus de deux points d'attache sur l'anneau, pour autant que ces points soient aptes à reprendre la force de poussée sans bras de levier. Cela se traduit par une disposition selon laquelle l'axe de rotation du moteur, c'est–à-dire la direction selon laquelle s'exerce la poussée, coupe la surface intérieure de la figure géométrique formée par les droites qui joignent les différents points.

REVENDICATIONS

1. Turboréacteur double flux comportant un carter de soufflante (5) à l'avant et un carter d'échappement (10) à l'arrière, ledit turboréacteur comportant en outre un canal de flux froid (7) qui prolonge le carter de soufflante (5) pour guider le flux froid vers l'aval du turboréacteur, ledit canal de flux froid (7) comportant une extrémité arrière annulaire reliée au carter d'échappement (10) et sur laquelle est positionné au moins un point d'attache (4) apte à transmettre les efforts du carter d'échappement à la structure d'un aéronef,
caractérisé en ce qu'une pluralité de points d'attache (4g, 4d) est positionnée sur la circonférence de ladite extrémité arrière annulaire du canal de flux froid (7), ladite pluralité de points d'attache comprenant soit deux points (4g, 4d) diamétralement opposés sur ladite circonférence soit au moins trois points formant un polygone à l'intérieur duquel passe l'axe de symétrie du canal de flux froid (7) et en ce que le turboréacteur est équipé d'un arceau (8) de suspension arrière fixé sur lesdits points d'attache et apte à être fixé à la structure de l'aéronef.

2. Turboréacteur selon la revendication 1, dans lequel ledit arceau (8) comporte une zone de fixation unique (9) apte à transmettre à la structure de l'aéronef les efforts transmis par le carter d'échappement.

3. Turboréacteur selon la revendication 2, dans lequel l'arceau (8) présente une forme semi-circulaire avec en son milieu ladite zone de fixation unique (9).

4. Turboréacteur selon l'une des revendications 1 à 3, dans lequel ladite extrémité arrière annulaire du canal de flux froid (7) comprend un anneau structural.

5. Turboréacteur selon la revendication 4, dans lequel ledit anneau structural du canal de flux froid (7) est relié au carter d'échappement (10) par l'intermédiaire d'au moins deux bielles de liaison (11) aux bouts desquelles se trouvent des renforts formant deux points (4g, 4d) de ladite pluralité de points d'attache, les deux points (4g, 4d) étant diamétralement opposés sur la circonférence de l'anneau structural.

6. Turboréacteur selon l'une des revendications 1 à 5, comprenant un carter intermédiaire auquel est fixée une extrémité avant du canal de flux froid (7).

7. Turboréacteur selon la revendication 6, dans lequel une poutre (3) apte à assurer la fixation d'une suspension avant du turboréacteur à la structure de l'aéronef est disposée sur ledit carter intermédiaire.

8. Turboréacteur selon l'une des revendications 2 à 7, équipé en outre d'une liaison apte à fixer ladite zone de fixation unique (9) à un pylône (12) de l'aéronef en autorisant des degrés de liberté en rotation du turboréacteur selon son axe longitudinal (X).

9. Turboréacteur selon l'une des revendications 1 à 8, dans lequel l'arceau (8) est fabriqué à partir d'un sandwich composite en fibre de carbone.

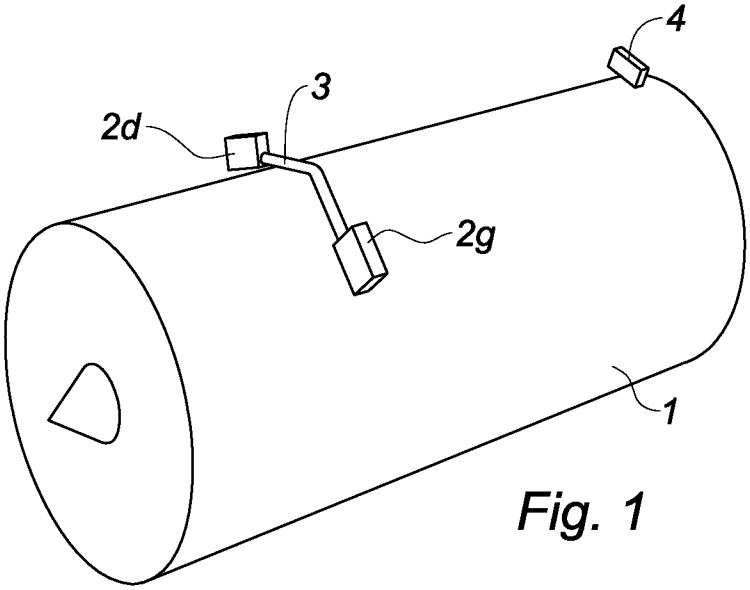


Fig. 1

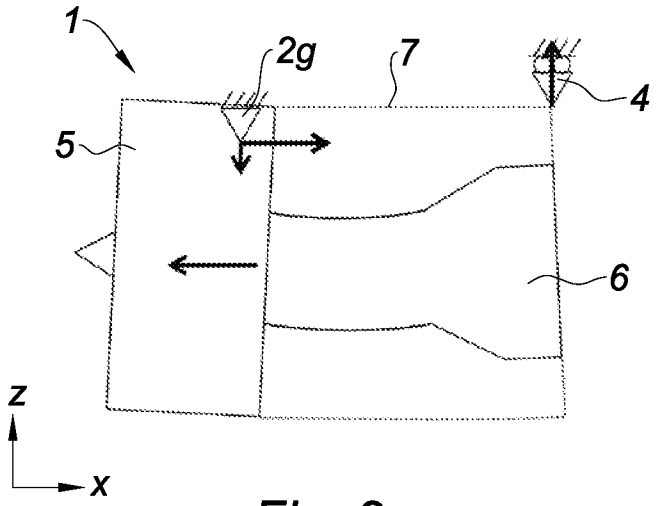


Fig. 2

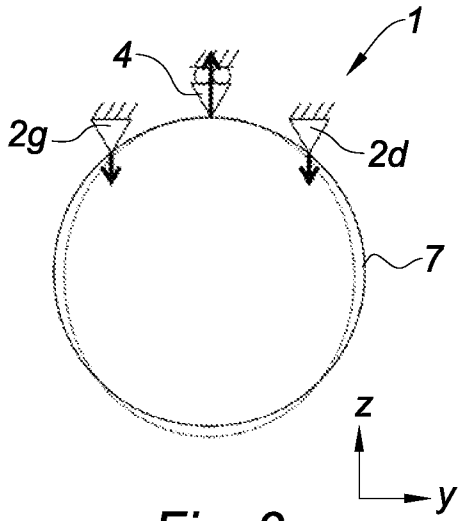


Fig. 3

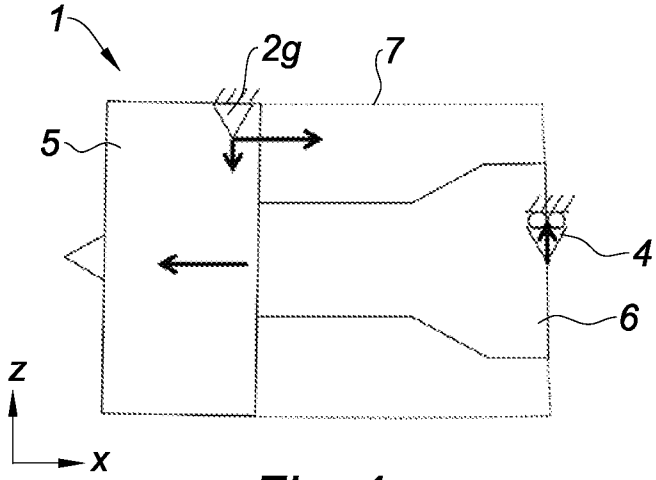


Fig. 4

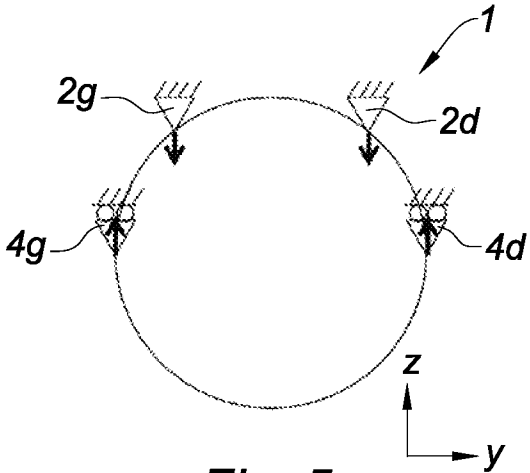


Fig. 5

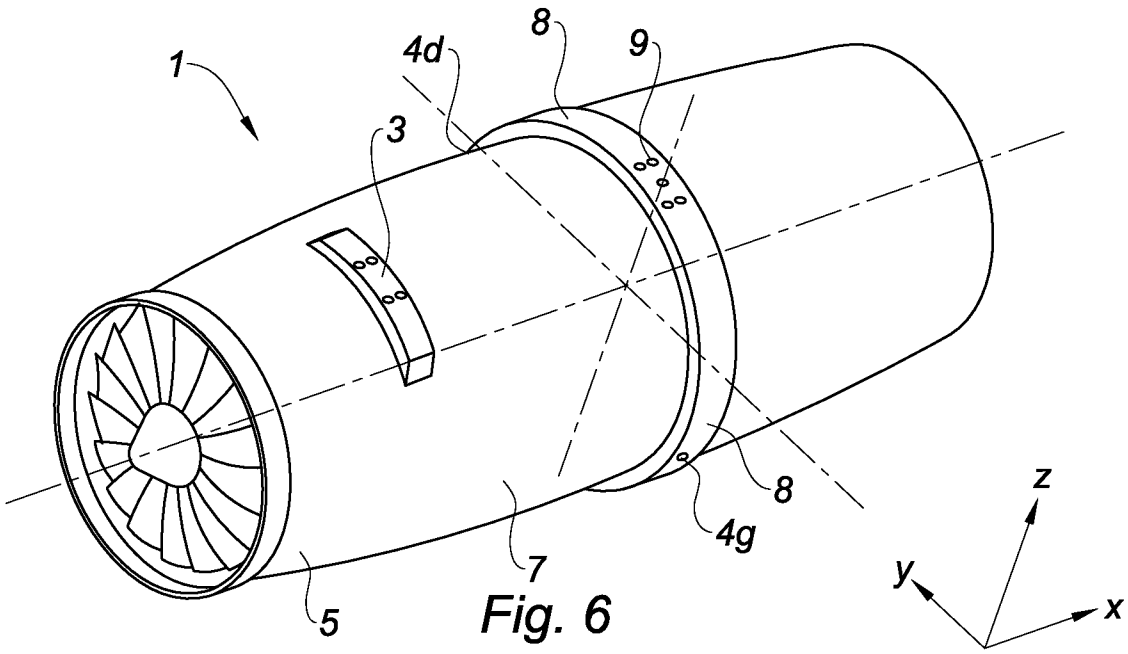


Fig. 6

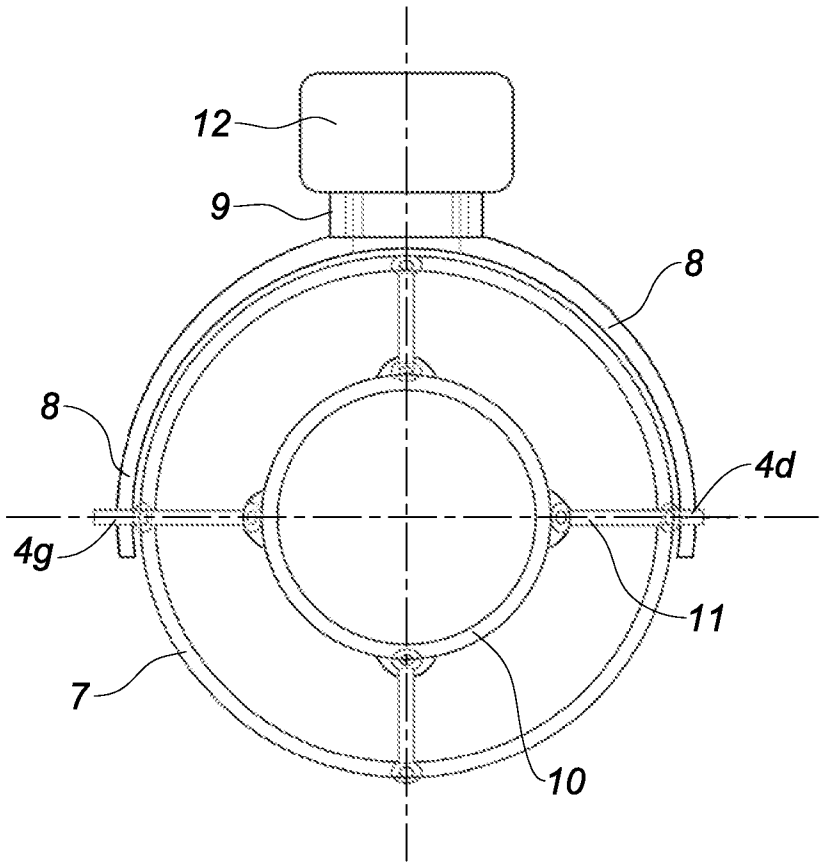


Fig. 7

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2014/050331

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64D27/26 F01D25/16 F01D25/28 F02K3/06 F02C7/20
B64D27/20
ADD.
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 F01D F02K F02C

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 practicable, 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	FR 2 928 181 A1 (AIRBUS FRANCE SA [FR] AIRBUS FRANCE [FR]) 4 September 2009 (2009-09-04) page 2, line 5 - page 4, line 30 page 12, line 13 - page 34, line 16 figures	1-9
X	FR 2 891 254 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 30 March 2007 (2007-03-30) page 10, line 17 - page 19, line 25 figures	1-9
X	GB 2 021 696 A (BOEING CO) 5 December 1979 (1979-12-05) page 3, line 33 - page 5, line 10 claims figures	1-9

-/--

[X] Further documents are listed in the continuation of Box C.

[X] 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 application or patent 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	Date of mailing of the international search report
3 June 2014	12/06/2014

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Rini, Pietro

2

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (April 2005)

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	FR 2 940 359 A1 (SNECMA [FR]) 25 June 2010 (2010-06-25) page 9, line 7 - page 15, line 31 claims figures	1-9
X	FR 2 916 737 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR] AIRBUS FRANCE [FR]) 5 December 2008 (2008-12-05) page 13, line 21 - page 30, line 2 figures	1-9
X	US 2012/051903 A1 (HEYERMAN JEFFREY BERNARD [CA] ET AL) 1 March 2012 (2012-03-01) paragraphs [0022] - [0043] figures	1-9
X	EP 2 251 540 A2 (PRATT & WHITNEY CANADA [CA]) 17 November 2010 (2010-11-17) abstract paragraphs [0008] - [0025] figures	1-9
A	FR 2 920 138 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR] AIRBUS FRANCE [FR]) 27 February 2009 (2009-02-27) page 10, line 2 - page 27, line 21 figures claims	1-9

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2014/050331

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
FR 2928181 A1	04-09-2009	CA 2715809 A1	17-09-2009
		CN 101959759 A	26-01-2011
		EP 2244942 A2	03-11-2010
		FR 2928181 A1	04-09-2009
		JP 2011513113 A	28-04-2011
		RU 2010139660 A	10-04-2012
		US 2011154831 A1	30-06-2011
		WO 2009112782 A2	17-09-2009
FR 2891254 A1	30-03-2007	AT 423729 T	15-03-2009
		BR PI0616283 A2	14-06-2011
		CA 2624017 A1	05-04-2007
		CN 101277870 A	01-10-2008
		EP 1940682 A1	09-07-2008
		FR 2891254 A1	30-03-2007
		JP 2009510315 A	12-03-2009
		US 2008272230 A1	06-11-2008
		WO 2007036527 A1	05-04-2007
GB 2021696 A	05-12-1979	DE 2902635 A1	29-11-1979
		FR 2426609 A1	21-12-1979
		GB 2021696 A	05-12-1979
		IT 1114372 B	27-01-1986
		JP S621879 B2	16-01-1987
		JP S54153498 A	03-12-1979
		US 4266741 A	12-05-1981
FR 2940359 A1	25-06-2010	NONE	
FR 2916737 A1	05-12-2008	AT 547324 T	15-03-2012
		CA 2689111 A1	04-12-2008
		CN 101678897 A	24-03-2010
		EP 2152582 A1	17-02-2010
		FR 2916737 A1	05-12-2008
		JP 2010529346 A	26-08-2010
		RU 2009149458 A	20-07-2011
		US 2010170984 A1	08-07-2010
		WO 2008145725 A1	04-12-2008
US 2012051903 A1	01-03-2012	NONE	
EP 2251540 A2	17-11-2010	CA 2702501 A1	15-11-2010
		EP 2251540 A2	17-11-2010
		US 2010290903 A1	18-11-2010
FR 2920138 A1	27-02-2009	CA 2696802 A1	05-03-2009
		CN 101784442 A	21-07-2010
		EP 2181037 A1	05-05-2010
		FR 2920138 A1	27-02-2009
		JP 5421263 B2	19-02-2014
		JP 2010536643 A	02-12-2010
		RU 2010111152 A	27-09-2011
		US 2011114786 A1	19-05-2011
		WO 2009027333 A1	05-03-2009

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2014/050331

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64D27/26 F01D25/16 F01D25/28 F02K3/06 F02C7/20
B64D27/20
ADD.
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 F01D F02K F02C

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	FR 2 928 181 A1 (AIRBUS FRANCE SA [FR] AIRBUS FRANCE [FR]) 4 septembre 2009 (2009-09-04) page 2, ligne 5 - page 4, ligne 30 page 12, ligne 13 - page 34, ligne 16 figures -----	1-9
X	FR 2 891 254 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 30 mars 2007 (2007-03-30) page 10, ligne 17 - page 19, ligne 25 figures -----	1-9
X	GB 2 021 696 A (BOEING CO) 5 décembre 1979 (1979-12-05) page 3, ligne 33 - page 5, ligne 10 revendications figures -----	1-9

-/--

[X] Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

[X] 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	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
3 juin 2014	12/06/2014

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Rini, Pietro

2

Formulaire PCT/ISA/210 (deuxième feuille) (avril 2005)

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	FR 2 940 359 A1 (SNECMA [FR]) 25 juin 2010 (2010-06-25) page 9, ligne 7 - page 15, ligne 31 revendications figures	1-9

X	FR 2 916 737 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR] AIRBUS FRANCE [FR]) 5 décembre 2008 (2008-12-05) page 13, ligne 21 - page 30, ligne 2 figures	1-9

X	US 2012/051903 A1 (HEYERMAN JEFFREY BERNARD [CA] ET AL) 1 mars 2012 (2012-03-01) alinéas [0022] - [0043] figures	1-9

X	EP 2 251 540 A2 (PRATT & WHITNEY CANADA [CA]) 17 novembre 2010 (2010-11-17) abrégé alinéas [0008] - [0025] figures	1-9

A	FR 2 920 138 A1 (AIRBUS FRANCE SAS [FR] AIRBUS FRANCE [FR]) 27 février 2009 (2009-02-27) page 10, ligne 2 - page 27, ligne 21 figures revendications	1-9

2

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2014/050331

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2928181 A1	04-09-2009	CA 2715809 A1	17-09-2009
		CN 101959759 A	26-01-2011
		EP 2244942 A2	03-11-2010
		FR 2928181 A1	04-09-2009
		JP 2011513113 A	28-04-2011
		RU 2010139660 A	10-04-2012
		US 2011154831 A1	30-06-2011
		WO 2009112782 A2	17-09-2009
FR 2891254 A1	30-03-2007	AT 423729 T	15-03-2009
		BR PI0616283 A2	14-06-2011
		CA 2624017 A1	05-04-2007
		CN 101277870 A	01-10-2008
		EP 1940682 A1	09-07-2008
		FR 2891254 A1	30-03-2007
		JP 2009510315 A	12-03-2009
		US 2008272230 A1	06-11-2008
		WO 2007036527 A1	05-04-2007
GB 2021696 A	05-12-1979	DE 2902635 A1	29-11-1979
		FR 2426609 A1	21-12-1979
		GB 2021696 A	05-12-1979
		IT 1114372 B	27-01-1986
		JP S621879 B2	16-01-1987
		JP S54153498 A	03-12-1979
		US 4266741 A	12-05-1981
FR 2940359 A1	25-06-2010	AUCUN	
FR 2916737 A1	05-12-2008	AT 547324 T	15-03-2012
		CA 2689111 A1	04-12-2008
		CN 101678897 A	24-03-2010
		EP 2152582 A1	17-02-2010
		FR 2916737 A1	05-12-2008
		JP 2010529346 A	26-08-2010
		RU 2009149458 A	20-07-2011
		US 2010170984 A1	08-07-2010
		WO 2008145725 A1	04-12-2008
US 2012051903 A1	01-03-2012	AUCUN	
EP 2251540 A2	17-11-2010	CA 2702501 A1	15-11-2010
		EP 2251540 A2	17-11-2010
		US 2010290903 A1	18-11-2010
FR 2920138 A1	27-02-2009	CA 2696802 A1	05-03-2009
		CN 101784442 A	21-07-2010
		EP 2181037 A1	05-05-2010
		FR 2920138 A1	27-02-2009
		JP 5421263 B2	19-02-2014
		JP 2010536643 A	02-12-2010
		RU 2010111152 A	27-09-2011
		US 2011114786 A1	19-05-2011
		WO 2009027333 A1	05-03-2009