



(43) Date de la publication internationale
4 octobre 2012 (04.10.2012)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2012/131271 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64C 11/30 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2012/050676

(22) Date de dépôt international :
29 mars 2012 (29.03.2012)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1152589 29 mars 2011 (29.03.2011) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : **SNEC-
MA** [FR/FR]; Société Anonyme, 2 Boulevard du Général
Martial Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : **CHARIER,
Gilles, Alain** [FR/FR]; 4 rue des Bas Clos, F-77130 La
Grande Paroisse (FR). **BALK, Wouter** [NL/FR]; 66 rue du
Docteur Pouillot, F-77000 Melun (FR).

(74) Mandataires : **DAVID, Daniel** et al.; Gevers France, 23-
bis, rue de Turin, 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, 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, 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, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, 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, MD, 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, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

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

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : SYSTEM FOR CHANGING THE PITCH OF THE CONTRA-ROTATING PROPELLERS OF A TURBOSHAFT EN-
GINE

(54) Titre : SYSTÈME POUR CHANGER LE PAS D'HELICES CONTRAROTATIVES D'UN TURBOMOTEUR

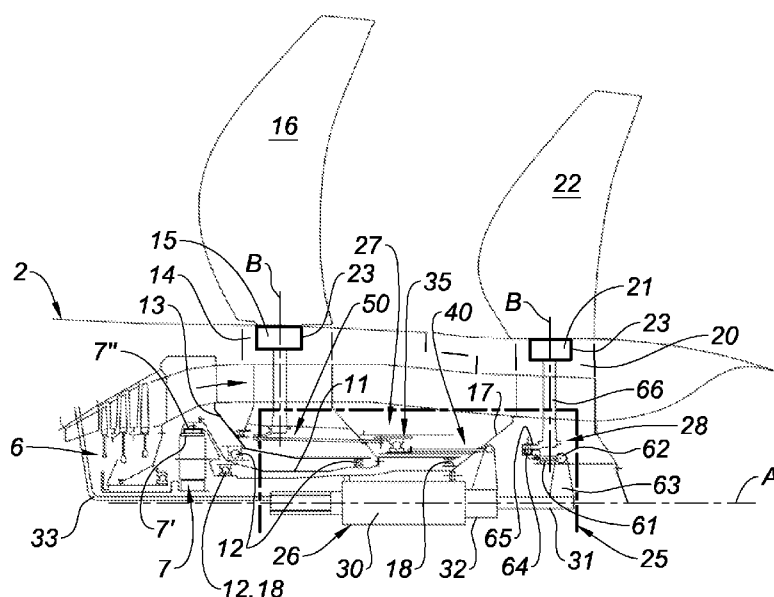


Fig. 2

(57) Abstract : The invention relates to a system (25), comprising: a linear actuator (26) axially arranged in the first propeller (9) and rotatably secured thereto, a first linking mechanism (27) connecting the rod of said linear actuator (26) to the second propeller (9) in order to change the setting of the blades thereof, and including an intermediate bearing (35) between the propellers, which is capable of transmitting the translation of the rod of the actuator (26) and disconnecting the rotatable link to the first propeller (8) in order to make it possible to change the setting of the blades of the second propeller (9) rotated in the opposite direction to the former, and a second linking mechanism (28) combined with the blades of the first propeller (8) in order to change the setting thereof.

(57) Abrégé : Le système (25) comporte; un vérin linéaire de commande (26) disposé axialement dans la première hélice

[Suite sur la page suivante]



-
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h))

(9) et solidaire en rotation de celle-ci, un premier mécanisme de liaison (27) reliant la tige dudit vérin linéaire (26) à la seconde hélice (9) pour changer l'orientation de ses pales et comprenant un palier intermédiaire (35) entre les hélices qui est tel qu'il transmet la translation de la tige du vérin (26) et désolidarise la liaison en rotation avec la première hélice (8) pour permettre le changement d'orientation des pales de la seconde hélice (9) entraînée en rotation inverse de la première, et un second mécanisme de liaison (28) associé aux pales de la première hélice (8) pour changer leur orientation.

Système pour changer le pas d'hélices contrarotatives d'un turbomoteur

La présente invention concerne un système pour changer le pas
5 des hélices contrarotatives d'un turbomoteur d'aéronef désigné par l'expression anglaise « open rotor » ou « unducted fan », ainsi que le turbomoteur équipé d'un tel système.

Un turbomoteur du type ci-dessus comprend principalement, à l'intérieur d'une nacelle cylindrique portée par la structure de l'aéronef
10 (comme la partie arrière du fuselage d'un avion), une partie « générateur de gaz » et, alignée derrière celle-ci, une partie « propulsion ». Cette dernière comporte deux hélices coaxiales et contrarotatives, respectivement amont (avant) et aval (arrière) qui sont entraînées, en rotation inverse l'une de l'autre, par des éléments de rotor respectifs d'une turbine basse pression de
15 la partie générateur de gaz, et dont les pales des hélices s'étendent sensiblement radialement à l'extérieur de la nacelle.

Chaque hélice comprend usuellement un moyeu à anneau polygonal reçu dans la nacelle et ayant des logements cylindriques radiaux répartis à sa périphérie autour de l'axe longitudinal du turbomoteur. Dans les logements de
20 chaque anneau sont reçus les pieds des pales.

Pour permettre le fonctionnement optimal du turbomoteur en fonction des différentes phases de vol rencontrées, les pales des hélices contrarotatives peuvent tourner dans les logements radiaux des anneaux. Pour cela, elles sont entraînées en rotation autour de leurs axes de pivot
25 respectifs, par un système approprié permettant de faire varier le calage des pales en cours de vol, c'est-à-dire le pas des hélices.

Ce système de changement du pas des pales des hélices couvrent une plage angulaire de rotation comprise entre une position extrême dite de « reverse » pour laquelle les pales dépassent par exemple de 20° le plan
30 transversal à l'axe du turbomoteur (la direction d'avance de l'avion) pour participer au freinage de l'aéronef, à la manière des inverseurs de poussée

usuels, et une position extrême dite de « mise en drapeau » pour laquelle les pales sont alors effacées au mieux par rapport à la direction d'avance de l'avion, par exemple, en cas de panne moteur et offrir ainsi le moins de résistance (traînée) possible. La course angulaire des pales entre les positions drapeau et reverse est de l'ordre de 110° .

Différentes solutions ont été proposées pour changer le pas des pales des hélices sur des turbomoteurs « open rotor » et elles se heurtent à une grande complexité de réalisation sans atteindre les objectifs de fiabilité exigés.

Par exemple, un système connu comprend une commande fluide par l'intermédiaire d'un vérin annulaire dont des éléments coulissants agissent sur les pales respectives pour les entraîner en rotation et faire varier leur pas. Une telle solution implique des éléments coulissants de diamètre important et des problèmes d'étanchéité (fuite) apparaissent du fait des déformations des éléments et cela d'autant plus qu'il y a autant d'éléments coulissants que de pales. Par ailleurs, le besoin d'inertie pour éviter les ovalisations du fait de la rotation des hélices conduit à un bilan massique élevé.

Un autre système connu comprend une commande fluide par une pluralité de vérins rotatifs associés respectivement aux pales des hélices. Là aussi se posent des problèmes d'étanchéité au niveau des palettes des vérins rotatifs, d'encombrement du fait des dimensions inhérentes des vérins ce qui entraîne une augmentation du diamètre de la nacelle pour les loger, et de masse par le nombre de vérins nécessaires.

On connaît également, par le document WO2010/136685, un système pour commander l'orientation des pales d'hélices contrarotatives, tel que défini dans le préambule de la revendication 1. Ce système comporte cependant des anneaux de synchronisation des pales, associés aux anneaux rotatifs portant les pales.

La présente invention a pour but de remédier à ces inconvénients et concerne un système de changement du pas des hélices contrarotatives d'un turbomoteur d'aéronef, dont la conception garantit une fiabilité de

fonctionnement à l'usage et limite les problèmes liés notamment à l'étanchéité et à l'encombrement.

A cet effet, le système pour changer le pas des première et seconde hélices coaxiales et contrarotatives d'un turbomoteur à soufflante non carénée pour aéronef, du type par commande fluidique ou analogue, par un vérin linéaire disposé axialement dans la première hélice en étant solidaire en rotation de celle-ci, et comportant :

- un premier mécanisme de liaison reliant la tige dudit vérin linéaire à la seconde hélice pour changer l'orientation de ses pales et comprenant un palier intermédiaire de liaison entre les hélices qui est tel qu'il transmet le déplacement en translation de la tige du vérin et désolidarise la liaison en rotation avec la première hélice pour permettre le changement d'orientation des pales de la seconde hélice entraînée en rotation inverse de la première, et

- un second mécanisme de liaison associé aux pales de la première hélice pour changer leur orientation,

est remarquable par le fait que le premier mécanisme de liaison comprend :

- entre le vérin linéaire lié à la première hélice et le palier intermédiaire, un premier moyen de liaison articulé à la tige du vérin et à l'une des bagues dudit palier, et

- entre le palier intermédiaire et les pales de la seconde hélice, un second moyen de liaison articulé à l'autre bague dudit palier et à des arbres radiaux rotatifs solidaires respectivement en rotation des pieds des pales de la seconde hélice, de sorte à entraîner, par suite du déplacement en translation du premier mécanisme par la tige du vérin, la rotation des arbres et des pales associées.

Ainsi, grâce à l'invention, par l'agencement d'un vérin avantageusement linéaire dans l'axe d'une des hélices contrarotatives, et de mécanismes appropriés dont l'un à palier permet de pouvoir commander l'orientation des pales de l'autre hélice, le système, de par sa conception, offre une réalisation simplifiée avec un vérin et des mécanismes de liaison

5 totalement mécaniques, d'une grande fiabilité de fonctionnement (risque de fuite quasi-nul) et de masse maîtrisée, en s'affranchissant des inconvénients des solutions antérieures par des commandes à plusieurs vérins associés respectivement aux pales des hélices, encombrants et multipliant les problèmes d'étanchéité et autres, ou à vérins annulaires imposants dimensionnellement et lourds, associés auxdites hélices, ou par des anneaux de synchronisation.

10 De préférence, le palier intermédiaire du premier mécanisme de liaison est un roulement à billes coaxial aux hélices, dont la bague interne est solidaire en rotation d'une paroi cylindrique de la première hélice et libre en translation le long de cette paroi, et dont la bague externe est solidaire en rotation d'une paroi cylindrique de la seconde hélice et libre en translation le long de cette paroi. On remarque la simplicité de réalisation du palier garantissant une fiabilité de fonctionnement optimale avec la bague externe
15 ayant une fonction de synchronisation en coopérant avec les arbres radiaux des pales par le second moyen de liaison.

20 En particulier, des liaisons à cannelures ou analogues, parallèles à l'axe des hélices sont prévues entre les bagues respectives du palier et les parois cylindriques correspondantes des première et seconde hélices, ce qui assure le guidage en translation des bagues par rapport aux parois respectives et empêche la rotation l'une par rapport à l'autre.

25 Selon une autre caractéristique du système, le vérin linéaire comporte deux tiges de piston agencées télescopiquement l'une dans l'autre, l'une des tiges étant liée au premier mécanisme de liaison commandant l'orientation des pales de la seconde hélice, l'autre tige étant liée au second mécanisme de liaison commandant l'orientation des pales de la première hélice. Ainsi, un même et unique vérin logé dans l'une des hélices assure, par lesdits mécanismes, la commande des pales des deux hélices, ce qui contribue à améliorer la fiabilité du système et à réduire son encombrement et sa masse.

30 Par exemple, le vérin linéaire de commande agencé dans l'axe des hélices peut être situé entre les première et seconde hélices, optimisant la

compacité du système, ou être situé en arrière des deux hélices coaxiales, proche du ou en partie dans le cône de tuyère du turbomoteur.

De préférence, les première et seconde hélices sont l'hélice aval et l'hélice amont respectivement du turbomoteur.

5 Dans un mode de réalisation, le premier moyen de liaison est défini par un ensemble de bielles articulées à la tige du vérin, et à une interface annulaire intérieure entre la paroi cylindrique de la première hélice et la bague interne du palier, et le second moyen de liaison est défini par un ensemble de bielles articulées à une interface annulaire extérieure entre la paroi
10 cylindrique de la seconde hélice et la bague externe du palier, et respectivement à des manetons solidaires des arbres radiaux rotatifs. En variante, le second moyen de liaison est défini par un anneau avec en périphérie des glissières dans lesquelles sont engagés des galets issus de manetons liés auxdits arbres.

15 Quant au second mécanisme de liaison, il peut comporter un ensemble de bielles articulées à la tige correspondante du vérin linéaire et à des manetons d'arbres radiaux rotatifs solidaires respectivement en rotation des pieds des pales de la première hélice, de sorte à entraîner, par suite du déplacement en translation du second mécanisme, la rotation des arbres
20 radiaux et des pales associées.

L'invention concerne également un turbomoteur à soufflante non carénée comportant deux hélices coaxiales et contrarotatives. Avantageusement, il comprend le système de changement du pas des pales des hélices tel que défini ci-dessus.

25 Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée.

La figure 1 est une vue schématique en coupe axiale d'un turbomoteur à soufflante non carénée incorporant le système de changement du pas des hélices de la soufflante.

La figure 2 est une demi-coupe axiale de l'arrière du turbomoteur avec ledit système de changement de pas des hélices conforme à l'invention, selon un exemple préféré de réalisation.

5 La figure 3 montre en perspective partielle et écorchée le système de changement dans l'une de ses deux positions extrêmes de fonctionnement.

La figure 4 montre en détail, selon une autre perspective partielle, écorchée et agrandie, le premier mécanisme de liaison à palier intermédiaire dudit système.

10 La figure 5 est une vue analogue à la figure 3 montrant le système de changement dans l'autre position extrême de fonctionnement.

Les figures 6 et 7 sont des vues schématiques illustrant la cinématique de fonctionnement du système entre les deux positions extrêmes pour l'une des pales de l'hélice amont.

15 La figure 8 montre, en perspective écorchée, le système de l'invention avec ses deux mécanismes de liaison aux hélices dans une position intermédiaire des pales.

La figure 9 est une demi-coupe axiale de l'arrière du turbomoteur, analogue à la figure 2, et montrant une variante d'agencement du vérin de commande des mécanismes de liaison.

20 La figure 10 représente, en perspective partielle et écorchée, une variante de réalisation du premier mécanisme de liaison.

On se réfère tout d'abord à la figure 1 qui représente schématiquement un turbomoteur à soufflante non carénée 1, désigné sous l'expression anglaise « open rotor » ou « unducted fan ». Ce turbomoteur
25 comporte usuellement, d'amont en aval selon le sens d'écoulement du flux gazeux F à l'intérieur d'une nacelle 2 du turbomoteur, un compresseur 3, une chambre annulaire de combustion 4, une turbine haute pression 5 et une turbine libre basse pression 6 qui entraîne, par l'intermédiaire d'un réducteur ou boîtier à trains épicycloïdaux 7 et de façon contrarotative, deux hélices 8, 9
30 alignées coaxialement selon l'axe longitudinal A du turbomoteur et constituant la soufflante.

Les hélices, à savoir une première hélice aval 8 et une seconde hélice amont 9, sont disposées dans des plans parallèles radiaux, perpendiculaires à l'axe A, et tournent par le biais de la turbine basse pression 6 et du réducteur épicycloïdal 7 dans des sens de rotation opposés.

5 Pour cela, comme le montrent les figures 1 et 2, l'hélice amont 9 comporte un carter cylindrique formant rotor 11, lié en rotation à une partie correspondante 7' du réducteur tournant dans un sens et supporté par des roulements 12 sur un carter cylindrique statique 13 du turboréacteur. Le carter formant rotor 11 se termine, du côté opposé au réducteur 7, par un anneau
10 polygonal 14 logé dans la nacelle 2 et recevant les pieds 15 des pales 16 de l'hélice 9, lesquelles font ainsi saillie extérieurement de la nacelle.

De façon semblable, l'hélice aval 8 comporte un carter cylindrique formant rotor 17, d'un côté lié en rotation à une autre partie 7'' du réducteur 7, tournant dans un sens opposé et supporté là aussi par des roulements 18 sur
15 le carter cylindrique statique 13. De l'autre côté, le carter formant rotor 17 se termine par un anneau polygonal 20 recevant de façon analogue que précédemment les pieds 21 des pales 22 de l'hélice 8.

En fonctionnement, et brièvement, le flux d'air F entrant dans le turbomoteur 1 est comprimé, puis mélangé à du carburant et brûlé dans la
20 chambre de combustion 4. Les gaz de combustion engendrés passent ensuite dans les turbines 5 et 6 pour entraîner en rotation inverse, via le réducteur épicycloïdal 7, les hélices 8, 9 qui fournissent la majeure partie de la poussée.

Les gaz de combustion sont expulsés à travers une tuyère 10 pour augmenter ainsi la poussée du turbomoteur.

25 Par ailleurs, les pales 16, 22 des hélices amont et aval sont du type à calage variable, c'est-à-dire qu'elles peuvent être orientées autour de leurs axes radiaux de pivot B de façon à prendre une position angulaire optimale selon les conditions de fonctionnement du turbomoteur et les phases de vol concernées. A cet effet, les pieds des pales sont montés dans des logements
30 de réception 23 de chaque anneau polygonal, et un système 25 de changement du pas des pales (donc leur calage), objet de l'invention, est

prévu pour faire varier la position angulaire de celles-ci et donc le pas des hélices.

Au préalable, pour des raisons structurelles et fonctionnelles évidentes et comme le montrent les figures 1 et 2, le carter cylindrique formant rotor 17 pour entraîner l'hélice aval 8, est entouré du carter cylindrique formant rotor 11 pour entraîner l'hélice amont 9. Une solution inverse serait bien entendu peu réaliste.

Comme on le voit sur les figures 2 et 3, ce système de changement 25 comporte une commande de puissance sous la forme d'un vérin linéaire 26 disposé selon l'axe longitudinal A à l'intérieur d'un arbre tournant 29 autour duquel est lié le carter formant rotor 17 de l'hélice aval, un premier mécanisme de liaison 27 reliant le vérin aux pales de la seconde hélice amont 9, et un second mécanisme de liaison 28 associé aux pales de la première hélice aval 8.

Dans la réalisation illustrée, le vérin linéaire 26 du système de changement 25 est du type télescopique et comprend un cylindre 30 fixe en translation et solidaire en rotation de l'arbre 29 pour tourner autour de l'axe A, et deux tiges de piston respectivement interne 31 et externe 32. En particulier, la tige de piston interne 31 est reliée aux pieds 21 des pales 22 de l'hélice aval 8 par le second mécanisme de liaison 28, et la tige de piston externe 32, entourant la tige interne, est reliée aux pieds 15 des pales 16 de l'hélice amont 9 par le premier mécanisme 27.

Ainsi, un seul et même vérin linéaire 26 contribue au fonctionnement des pales des hélices. Et une source de puissance fluide non représentée, à laquelle est raccordé le vérin 26 par une canalisation 33, alimente de façon usuelle, par voie hydraulique de préférence, les chambres du cylindre 30 pour le fonctionnement des tiges de piston interne et externe qui peut s'effectuer de façon simultanée ou indépendante de manière à entraîner, par les mécanismes de liaison 27 et 28, le changement concomitant du pas des pales des deux hélices selon une variation angulaire identique ou différente, ou à entraîner seulement le changement du pas d'une des deux hélices, les pales

de l'autre hélice conservant le même calage pour une raison volontaire ou autre (avarie, panne, ...).

Le premier mécanisme de liaison 27 sera décrit ci-après.

On rappelle qu'il doit permettre, du fait de sa liaison au vérin linéaire 26 lié en rotation à l'hélice aval 8, de faire varier l'orientation des pales de l'hélice amont 9. Pour « passer » un tel mouvement, le mécanisme 27 comprend notamment un palier intermédiaire 35 qui permet de désaccoupler la rotation dans un sens de l'hélice aval pour permettre la libre rotation, en sens inverse, de l'hélice amont entraînée par la partie concernée du réducteur 7.

Plus particulièrement, comme le montrent les figures 2, 3 et 4, le palier intermédiaire 35 est un roulement à billes, coaxial à l'axe longitudinal A et agencé entre les deux carters 11, 17. C'est-à-dire extérieurement au carter rotatif 17 de hélice aval 8, entraîné en rotation par la partie 7'' du réducteur épicycloïdal 7, et au carter rotatif 11 de l'hélice amont 9, entraîné en rotation inverse par la partie 7' du réducteur.

La bague interne 36 du roulement 35 est reliée à la tige externe 32 du vérin linéaire 26 par un premier moyen de liaison 40 tel qu'un ensemble de bielles périphériques 41 traversant des orifices 47 ménagés dans le carter rotatif 17 de l'hélice aval pour « sortir » de celui-ci. Les bielles 41 sont articulées d'un côté, à un anneau à ferrures radiales 42 entourant la tige de piston externe et, de l'autre côté, à un anneau intérieur 43 portant extérieurement la bague interne 36 en la solidarissant en translation, et coopérant intérieurement avec une paroi cylindrique 17' dudit carter rotatif 17 par une liaison à cannelures 44 ou analogues parallèles à l'axe A. Les liaisons respectives des bielles 41 à l'anneau à ferrures 42 et à l'anneau intérieur 43 s'effectuent par des axes 45, 46. Le mouvement en translation du vérin 26 est transmis à la bague interne 36 du palier par les bielles 41 et la liaison à cannelures 44 entre l'anneau 43 et la paroi cylindrique du carter rotatif 17 de l'hélice.

Et la bague externe 37 du roulement 35 est reliée aux pieds 15 des pales 16 de l'hélice amont 9 par un second moyen de liaison 50 comprenant un ensemble de bielles 51 traversant des orifices 52 ménagés dans le carter rotatif 11 de l'hélice amont pour « entrer » dans celui-ci. D'un côté, les bielles 51 sont associées à un anneau extérieur 53 portant la bague externe 37 du roulement. L'anneau extérieur 53, comme l'anneau intérieur 43, coopère par une liaison à cannelures 54 avec une paroi cylindrique 11' du carter rotatif 11 de l'hélice amont. Les deux bagues 36, 37 sont « arrêtées » en rotation ou désolidarisées par les liaisons à cannelures 44, 54 lesquelles assurent, par ailleurs, le guidage du mouvement de translation imposé par la tige externe 32 du vérin 26.

De l'autre côté, les bielles 51, dont le nombre est identique au nombre de pales 16, sont articulées, par des axes 55, à des manetons 56 prévus perpendiculairement à l'une des extrémités d'arbres radiaux rotatifs 57, orthogonaux à l'axe A, et accouplés à leur autre extrémité aux pieds 15 des pales respectives 16. Les arbres 57 sont en outre maintenus en position par des portées 58 prévues autour de la périphérie du carter rotatif 17 de l'hélice amont.

Le premier mécanisme de liaison 27 dans son ensemble est en particulier bien visible en regard de la figure 4 et son fonctionnement sera décrit ultérieurement.

Au préalable, le second mécanisme de liaison 28 associant, dans cette réalisation, la tige de piston interne 31 du vérin aux pieds 21 des pales 22 de l'hélice aval 8 comprend là aussi, comme le montrent schématiquement la figure 2 et plus en détail la figure 8, un ensemble de bielles périphériques 61 disposées dans le carter rotatif 17 autour de l'axe A et qui sont en nombre identique à celui des pales 22 équipant l'hélice aval 8. Pour cela, les bielles de liaison 61 sont articulées, d'un côté, autour d'axes 62, à des ferrures radiales d'un anneau 63 prévu autour de l'extrémité de la tige interne du vérin. Et, de l'autre côté, autour d'axes 64, à des manetons 65 terminant perpendiculairement l'une des extrémités d'arbres radiaux rotatifs 66, dont

l'autre extrémité de chacun est rendue solidaire en rotation du pied 21 de pale 22 correspondant. Les arbres radiaux 66 sont semblables aux arbres 57.

Les figures 6 et 7 illustrent schématiquement la cinématique de fonctionnement du système 25 entre les deux positions extrêmes pouvant être occupées par les pales des hélices. Bien évidemment, tout autre position
5 intermédiaire entre celles extrêmes peut être prise par les pales des hélices contrarotatives 8, 9, comme on le verra sur la figure 8.

On suppose que, lorsque le système 25 se trouve dans la position illustrée sur les figures 2, 3, 4 et 6 pour laquelle les tiges externe et interne du
10 vérin de commande télescopique 26 sont en position rentrée, les pales 15, 21 des hélices occupent la position drapeau, c'est-à-dire dans le prolongement du turbomoteur de façon à offrir le moins de résistance possible (traînée). Cette position en drapeau des pales des hélices est, par exemple, utilisée en cas de panne moteur.

On voit ainsi, sur la figure 6, la section transversale schématisée d'une pale 16 en position drapeau avec l'axe d'articulation 55 du maneton 56 à la bielle correspondante 51, éloigné du vérin. Les hélices tournent en sens inverse l'une de l'autre par les carters rotatifs concernés, entraînés par le réducteur épicycloïdal 7, lui-même entraîné par la turbine basse pression 5.
15 20 Le palier à roulement à billes 35 joue le rôle d'une « roue libre » permettant aux deux hélices, bien qu'étant liés par le système de changement de pas 25, de pouvoir tourner librement en sens inverse l'une par rapport à l'autre.

Lorsque l'on souhaite modifier l'orientation des pales de l'hélice amont 9, le système de changement 25 agit et, pour cela, le vérin de commande 26 qui est entraîné en rotation par le carter rotatif 17 de l'hélice aval autour de
25 l'axe A, est actionné fluidiquement de sorte à déplacer en translation la tige externe 32 jusqu'à la position sortie maximale dans cet exemple.

Ainsi, les ferrures 42 tirent les bielles 41 du premier moyen de liaison 40 vers l'arrière du turbomoteur 1, entraînant avec elles la bague interne 36 du roulement 35 grâce à l'anneau intérieur 43 qui coulisse sur la paroi
30 cylindrique du carter 17 par le biais des cannelures 44. Bien évidemment,

simultanément la bague externe 37 du roulement suit le déplacement de la bague interne par les billes 38 de grand diamètre logées dans des gorges profondes des bagues pour transmettre ainsi les efforts même importants sans difficulté. Le déplacement du palier 35 en translation imposé par la tige 5 32, le long des cannelures 44 et 54 est ainsi obtenu tout en permettant de ne pas lier en rotation les carters 11, 17 des hélices entraînées en rotation inverse.

La bague externe 37 du roulement tire par l'anneau extérieur 53 les bielles 51 du deuxième moyen de liaison 50, lesquelles bielles 51 entraînent 10 par la suite, par l'intermédiaire des manetons 56 définissant les bras de levier à la manière d'une liaison bielle-manivelle, la rotation des arbres radiaux 57 et, donc, celle des pieds 15 des pales qui tournent dans les logements 23 de l'anneau polygonal 14.

Ainsi, l'axe d'articulation 55 associant la bielle au maneton et 15 représenté sur les figures 6 et 7, suit la trajectoire circulaire T ayant pour centre l'axe B de l'arbre radial 57 ou de pivot de la pale 16 avec un effort qui croît et atteint un maximum lorsque la bielle est perpendiculaire au maneton, dont le bras de levier est important permettant de transmettre des efforts (couples) en conséquence en réduisant les efforts dans les bielles et le vérin, 20 et de changer le pas des pales sans difficultés.

L'autre position extrême des pales de l'hélice amont obtenue par le système 25 de l'invention et, notamment, par le premier mécanisme de liaison 27 à palier 35 et le vérin 26, est représentée sur les figures 5 et 7. Cette position extrême schématisée sur la figure 7 est dénommée position reverse 25 pour laquelle les pales sont tournées sensiblement à 110° par rapport à la position drapeau pour s'opposer ainsi à l'avance de l'avion (traînée maximale) et participer au freinage de celui-ci.

La tige externe 32 du vérin linéaire 26 occupe alors la position sortie maximale ayant entraîné le déplacement du roulement à billes 35 par les 30 anneaux portant les bagues, le long de la paroi 17' du carter cylindrique rotatif 17 de l'hélice aval et le long de la paroi 11' du carter cylindrique rotatif 11 de

l'hélice amont au moyen des cannelures 44, 54. Les bielles 51, tirées par le roulement, entraînent la rotation angulaire, autour des axes B, des manetons 56, des bras radiaux rotatifs 57 et, par suite, celle simultanée des pieds 15 des pales 16 de l'hélice amont 9.

5 On voit, sur la figure 5, que la tige de piston interne 31 a conservé sa position rentrée. Bien évidemment, la tige du piston interne peut être déplacée simultanément avec la tige de piston externe 32, de façon que le pas des pales 16, 22 des hélices amont 9 et aval 8 varie simultanément par l'intermédiaire, respectivement, du premier mécanisme 27 et du second
10 mécanisme 28. Le fonctionnement de ce dernier n'est pas davantage décrit puisqu'il est semblable et simplifié par rapport au premier mécanisme 27 du fait de l'absence de palier intermédiaire. Cependant, il est clairement illustré sur la figure 8 qui montre le turbomoteur 1 avec les pales des hélices dans une position intermédiaire correspondant au décollage de l'avion.

15 Ainsi, les tiges de piston 31 et 32 ont toutes deux été déplacées d'une course appropriée par rapport au cylindre 30 du vérin 26 via l'alimentation (canalisation 33), lequel vérin tourne par l'arbre 29 et le carter de rotor 17. Nous ne reviendrons pas sur le fonctionnement du mécanisme 27 du système 25 ayant entraîné l'orientation des pales 16 de l'hélice 9. Concernant le
20 mécanisme 28, on voit que, par suite du déplacement en translation arrière de la tige interne 31, les bielles 61, liées à l'anneau à ferrures 63 en bout de cette tige, sont tirées et attaquent directement, en les faisant tourner par les manetons 65 et les axes 62, 64, les arbres radiaux rotatifs 66 des pales 22 de l'hélice 8.

25 On remarque avantageusement que les anneaux à ferrures 42 et 63 des mécanismes de liaison respectifs 27, 28 (avec le palier 35 pour le mécanisme 27) jouent le rôle d'anneaux de synchronisation usuels (en se substituant à ceux-ci) pour agir sur les arbres radiaux des pales et donc sur l'orientation de celles-ci et éviter une dispersion du calage d'un pale à l'autre.

Lors des différentes phases de vol et des conditions rencontrées, l'orientation des pales par le système 25 de l'invention, peut s'effectuer simultanément ou indépendamment entre les deux positions extrêmes.

5 Alors que dans la réalisation précédente le vérin linéaire de commande 26 du système 25 est situé entre les deux hélices amont 9 et aval 8, dans une autre réalisation illustrée schématiquement en regard de la figure 9, le vérin linéaire 26 est situé en arrière de l'hélice aval 8, sensiblement au niveau du cône de tuyère 10 du turbomoteur 1.

10 Le vérin linéaire 26 est toujours disposé dans l'axe A du turbomoteur, avec son cylindre 30 lié en rotation au carter rotatif 17 de l'hélice aval 8. En revanche, les tiges télescopiques sont tournées vers l'avant du turbomoteur, si bien que la tige externe 32 du vérin est alors reliée aux pales 22 de l'hélice aval par le second mécanisme de liaison 28, et la tige interne 31 du vérin est, quant à elle, reliée aux pales 16 de l'hélice amont par le premier mécanisme de liaison 27. Les premier et second mécanismes de liaison sont
15 structurellement et fonctionnellement identiques à la réalisation précédente.

Une variante de réalisation du second moyen de liaison 50 du premier mécanisme 27 est illustrée en regard de la figure 10. Dans cette variante, la bague externe 37 du roulement à billes 35 est entourée d'un anneau ou
20 couronne 70 solidaire de la bague 37 et présentant en périphérie des glissières 71. Dans celles-ci s'engagent des galets 72 issus, par l'intermédiaire d'axes 74, des manetons 73 liés perpendiculairement aux arbres radiaux 57 au bout desquels sont associés suivant les axes B, les pieds des pales non visibles de l'hélice 9.

25 On comprend donc que, lorsque le roulement est tiré ou poussé par la tige de vérin 26 et le premier moyen de liaison 40 selon l'axe A, les galets suivent les glissières 71 de l'anneau 70 solidaire en déplacement de la bague 37, et entraînent, par les manetons 73 formant manivelles avec un bras de levier approprié, la rotation des arbres radiaux 57 et, par suite, celle des pales
30 selon le pas choisi.

REVENDICATIONS

1. Système pour changer le pas des première et seconde hélices (8, 9) coaxiales et contrarotatives d'un turbomoteur à soufflante non carénée pour aéronef, du type par commande fluide ou analogue, par un vérin linéaire (26) disposé axialement dans la première hélice (8) en étant solidaire en rotation de celle-ci, et comportant :

- un premier mécanisme de liaison (27) reliant la tige dudit vérin linéaire (26) à la seconde hélice (9) pour changer l'orientation de ses pales et comprenant un palier intermédiaire de liaison (35) entre les hélices (8, 9) qui est tel qu'il transmet le déplacement en translation de la tige du vérin (26) et désolidarise la liaison en rotation avec la première hélice (8) pour permettre le changement d'orientation des pales de la seconde hélice (9) entraînée en rotation inverse de la première, et

- un second mécanisme de liaison (28) associé aux pales de la première hélice (8) pour changer leur orientation, ledit système étant caractérisé par le fait que le premier mécanisme de liaison (27) comprend :

- entre le vérin linéaire (26) lié à la première hélice (8) et le palier intermédiaire (35), un premier moyen de liaison (40) articulé à la tige du vérin et à l'une (36) des bagues dudit palier, et

- entre le palier intermédiaire (35) et les pales de la seconde hélice (9), un second moyen de liaison (50) articulé à l'autre bague (37) dudit palier et à des arbres radiaux rotatifs (57) solidaires respectivement en rotation des pieds des pales de la seconde hélice, de sorte à entraîner, par suite du déplacement en translation du premier mécanisme (27) par la tige du vérin, la rotation des arbres et des pales associées.

2. Système selon la revendication 1, dans lequel le palier intermédiaire (35) du premier mécanisme de liaison (27) est un roulement à billes coaxial aux hélices, dont la bague interne (36) est solidaire en rotation d'une paroi cylindrique (17) de la première hélice (8) et libre en translation le

long de cette paroi, et dont la bague externe (37) est solidaire en rotation d'une paroi cylindrique (11) de la seconde hélice (9) et libre en translation le long de cette paroi.

5 3. Système selon la revendication précédente, dans lequel des liaisons à cannelures ou analogues (44, 54), parallèles à l'axe des hélices (8, 9) sont prévues entre les bagues respectives du palier (35) et les parois cylindriques correspondantes des première et seconde hélices (8, 9).

10 4. Système selon l'une des revendications 1 à 3, dans lequel le vérin linéaire (25) comporte deux tiges de piston (31, 32) agencées télescopiquement l'une dans l'autre, l'une des tiges étant liée au premier mécanisme de liaison (27) commandant l'orientation des pales de la seconde hélice (9), l'autre tige étant liée au second mécanisme de liaison (28) commandant l'orientation des pales de la première hélice (8).

15 5. Système selon la revendication précédente, dans lequel le vérin linéaire de commande (25) agencé dans l'axe (A) des hélices est situé entre les première et seconde hélices (8, 9) ou en arrière des deux hélices.

6. Système selon l'une des revendications précédentes 1 à 5, dans lequel les première (8) et seconde (9) hélices sont respectivement l'hélice aval et l'hélice amont du turbomoteur.

20 7. Système selon l'une des revendications 1 à 6, dans lequel le premier moyen de liaison (40) est défini par un ensemble de bielles (41) articulées à la tige du vérin (26) et à une interface annulaire intérieure (43) entre la paroi cylindrique de la première hélice (8) et la bague interne du palier (35), et dans lequel le second moyen de liaison (50) est défini par un
25 ensemble de bielles (51) articulées à une interface extérieure (53) entre la paroi cylindrique de la seconde hélice (9) et la bague externe du palier, et respectivement à des manetons (56) solidaires des arbres radiaux rotatifs (57).

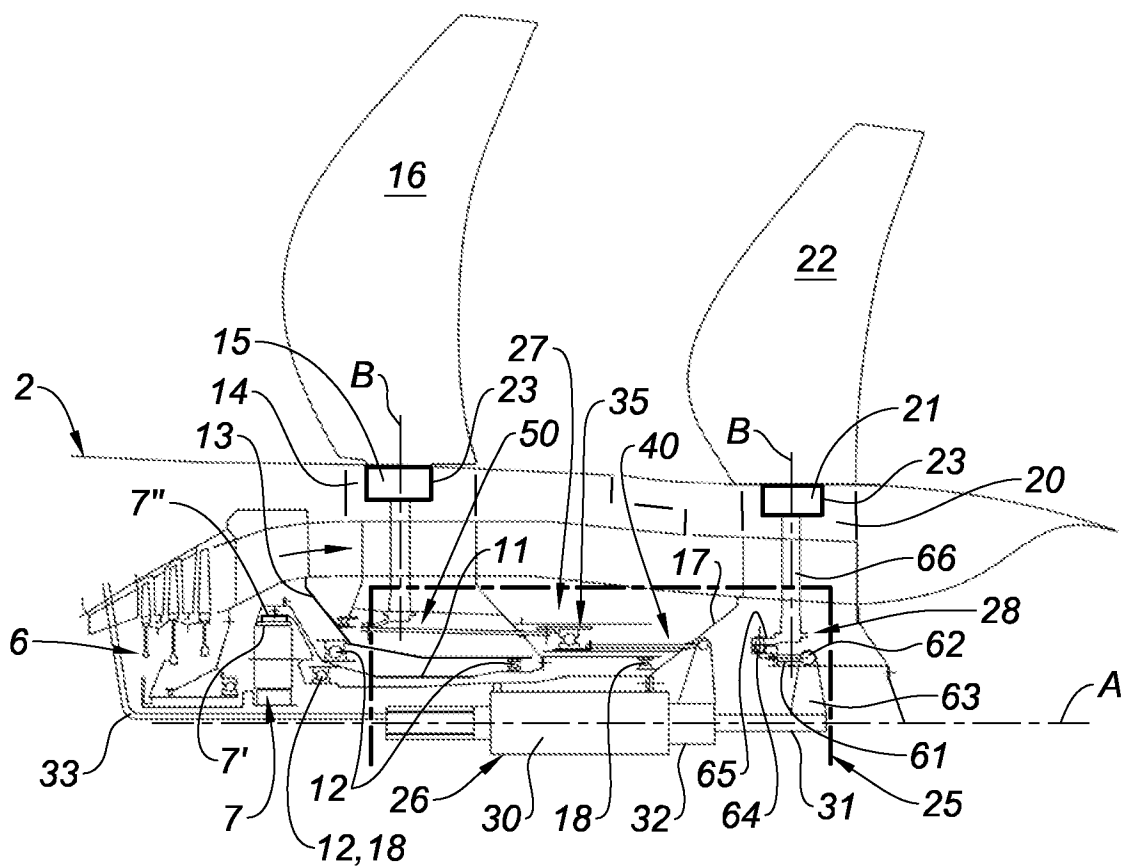
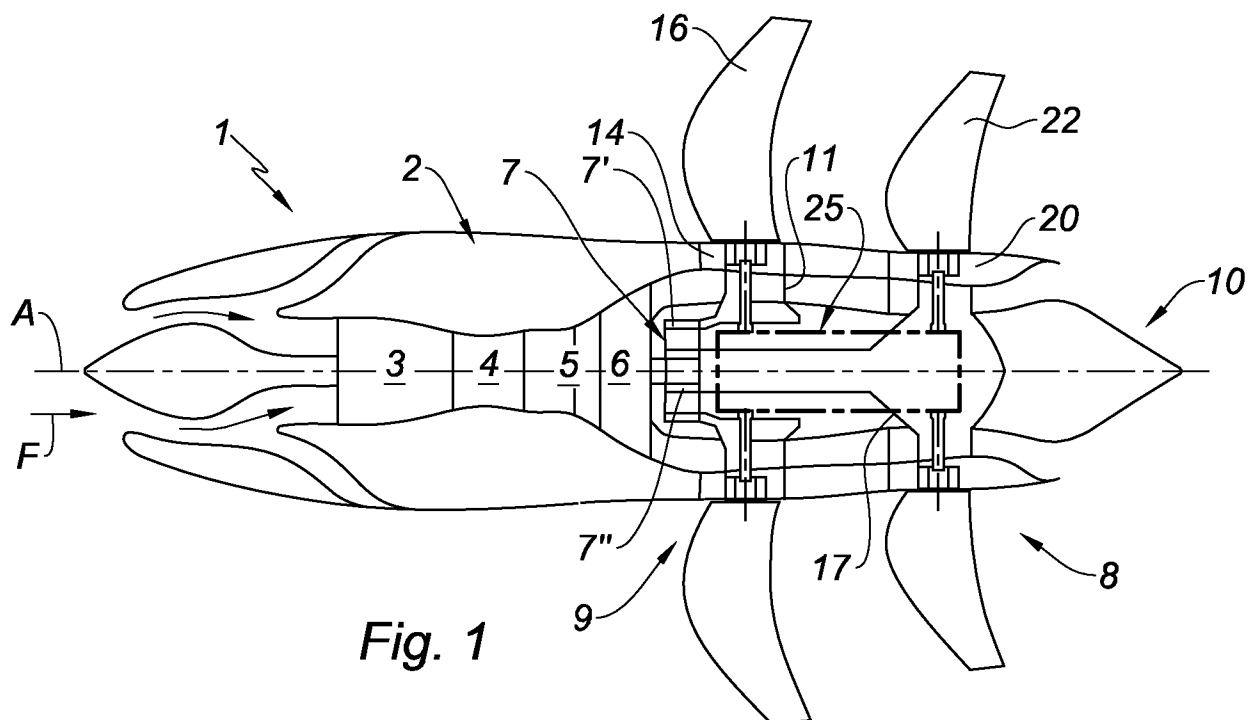
30 8. Système selon l'une des revendications 1 à 6, dans lequel le second moyen de liaison (50) est défini par un anneau (70) avec en périphérie

des glissières (71) dans lesquelles sont engagés des galets (72) issus de manetons (73) liés auxdits arbres.

9. Système selon l'une des revendications 1 à 8, dans lequel le second mécanisme de liaison (28) comporte un ensemble de bielles (61) articulées à la tige correspondante du vérin linéaire (26) et à des manetons (65) d'arbres radiaux rotatifs (66) solidaires respectivement en rotation des pieds des pales de la première hélice (8), de sorte à entraîner, par suite du déplacement en translation du second mécanisme, la rotation des arbres radiaux et des pales associées.

10. Turbomoteur (1) à soufflante non carénée comportant deux hélices coaxiales et contrarotatives (8, 9), caractérisé par le fait qu'il comprend le système (25) de changement du pas des pales des hélices tel que défini selon l'une des revendications ci-dessus.

1 / 5



2 / 5

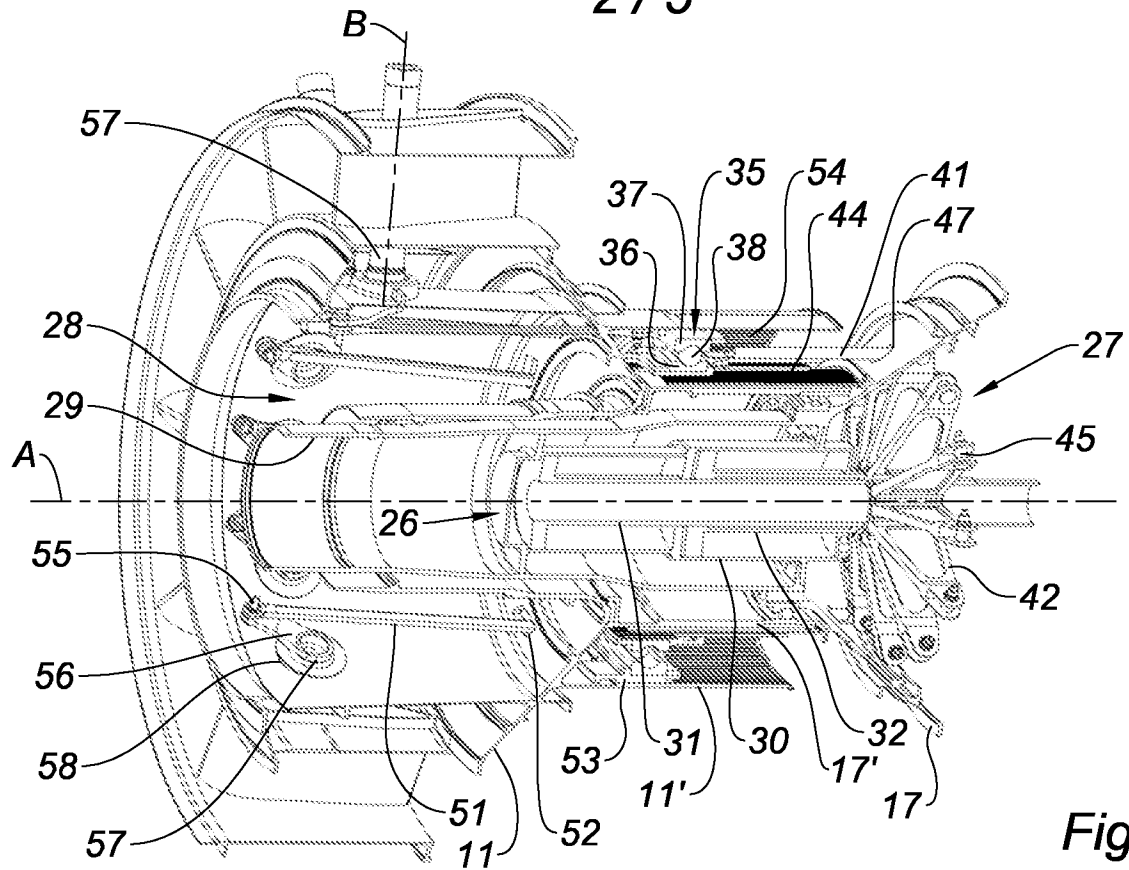


Fig. 3

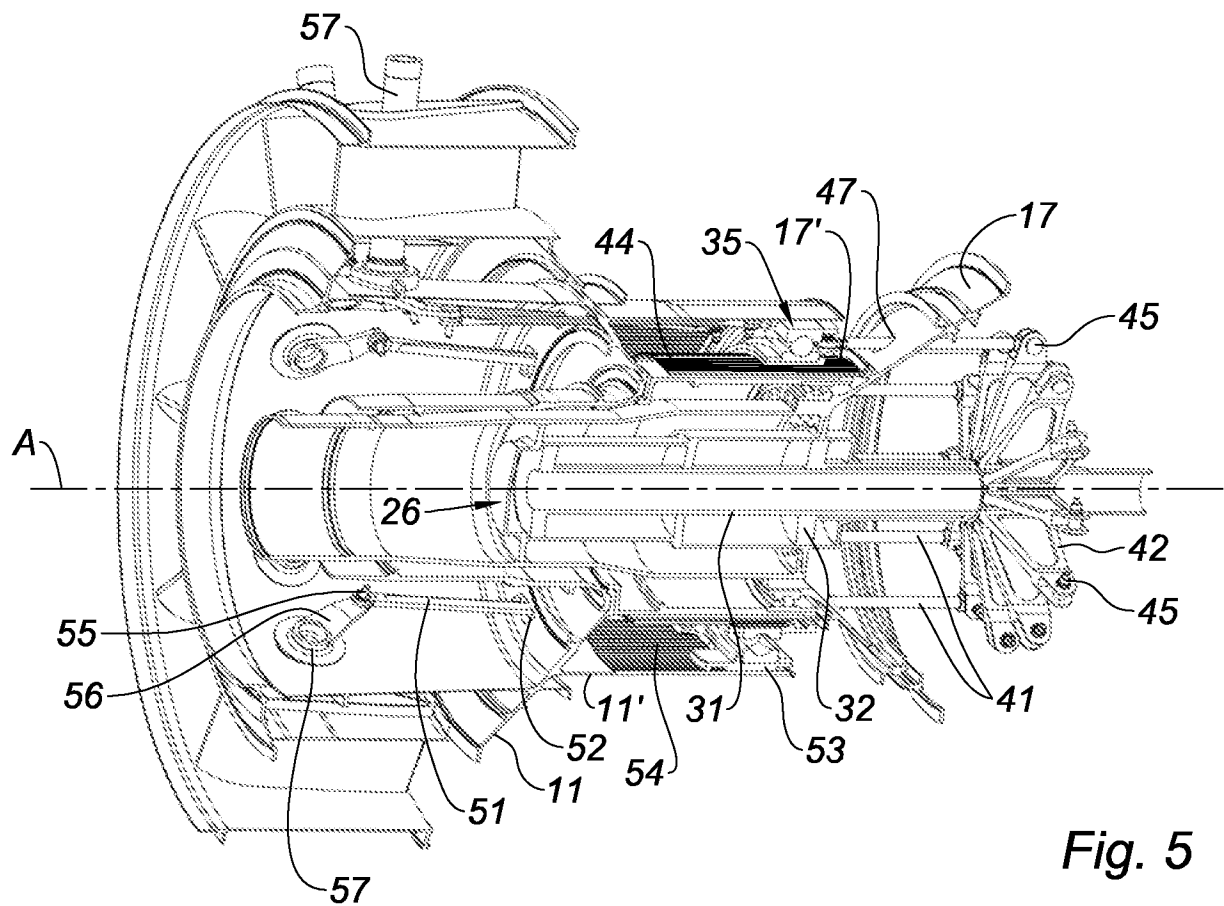
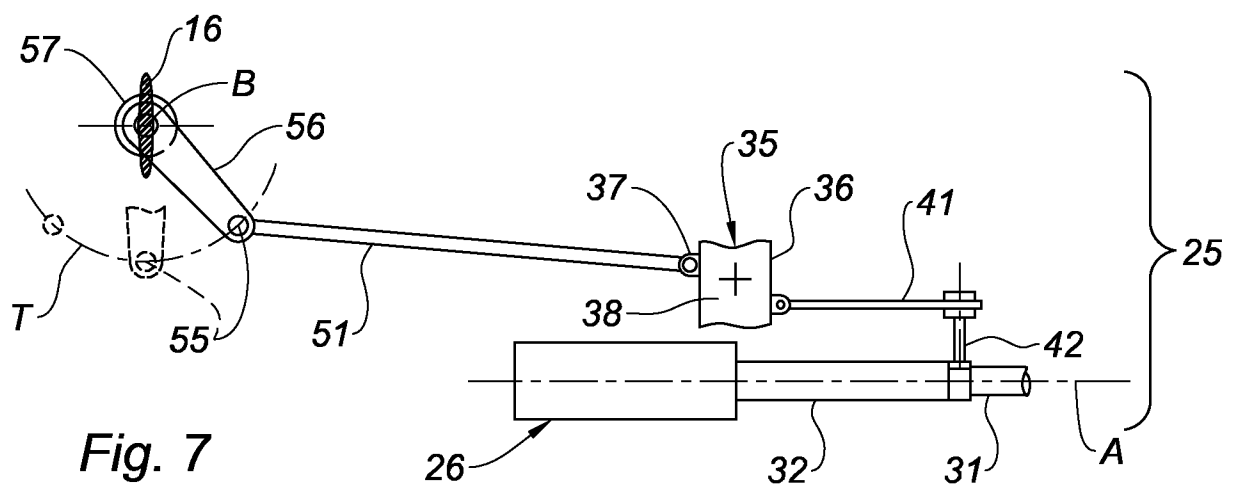
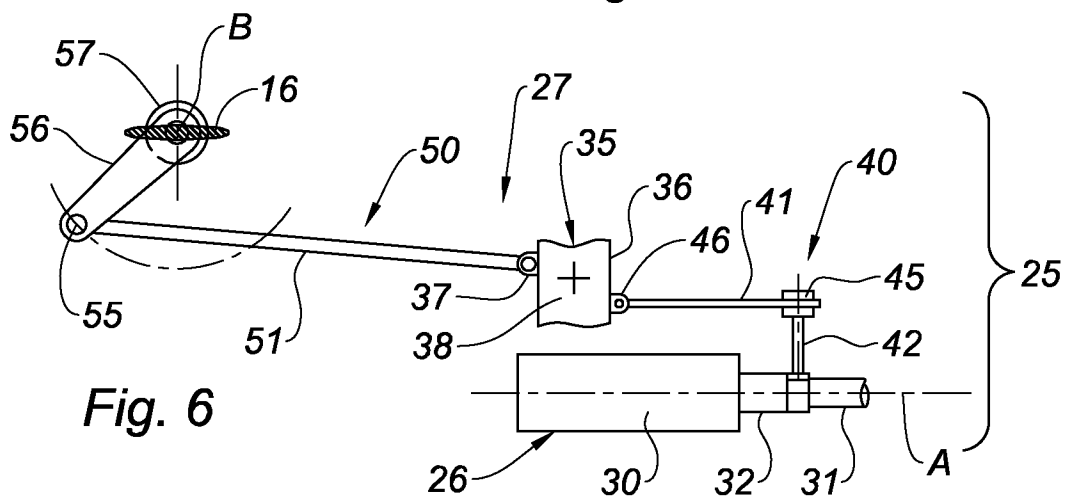
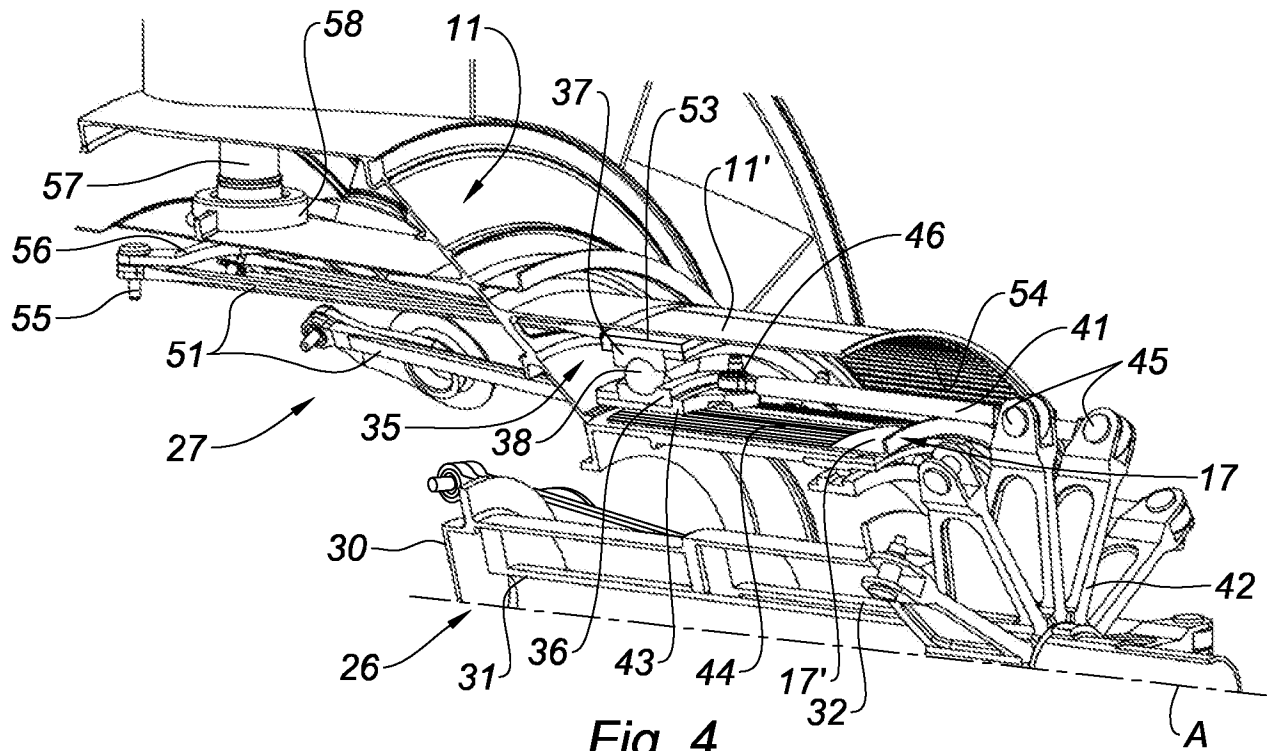


Fig. 5

3 / 5



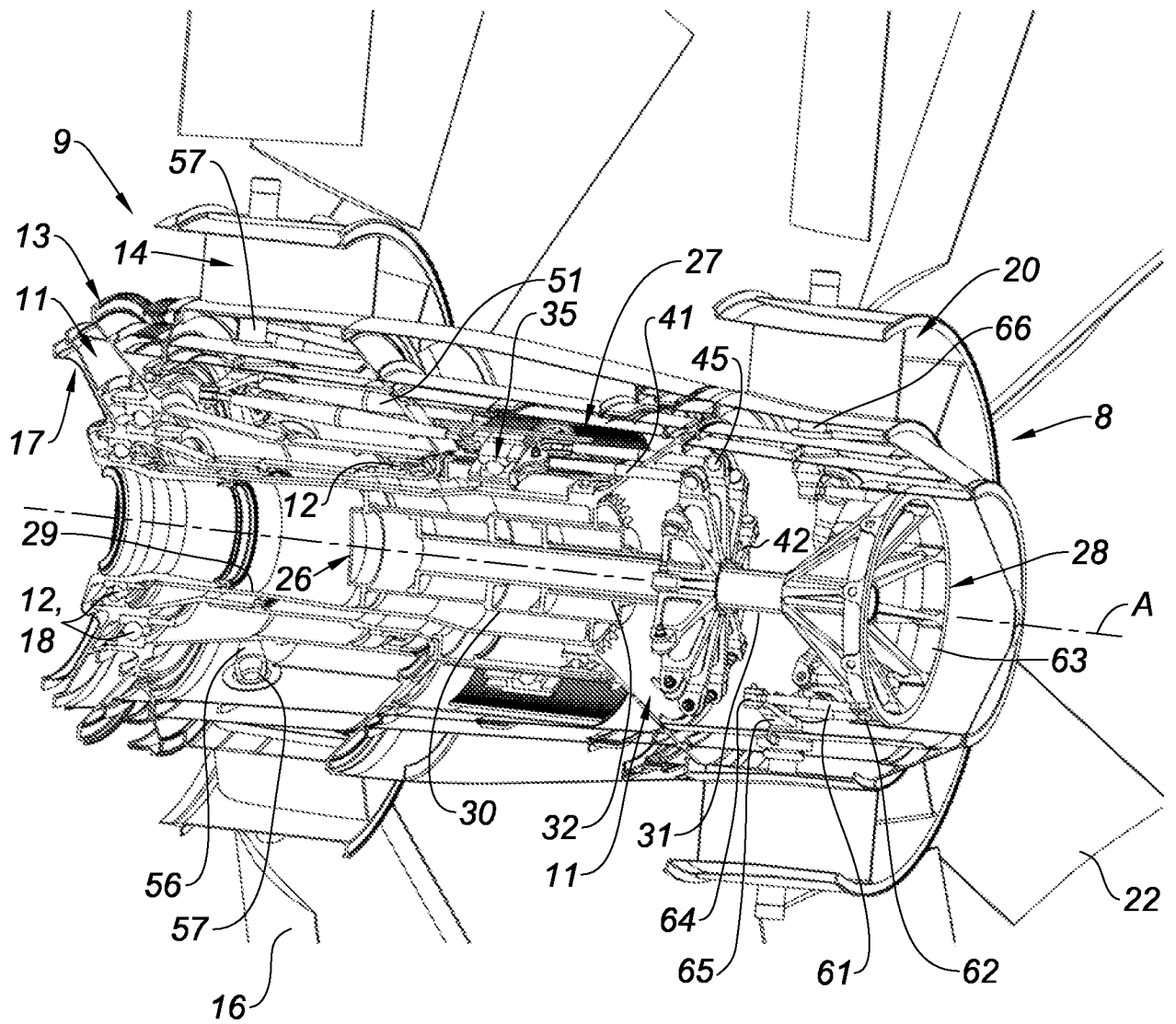


Fig. 8

5 / 5

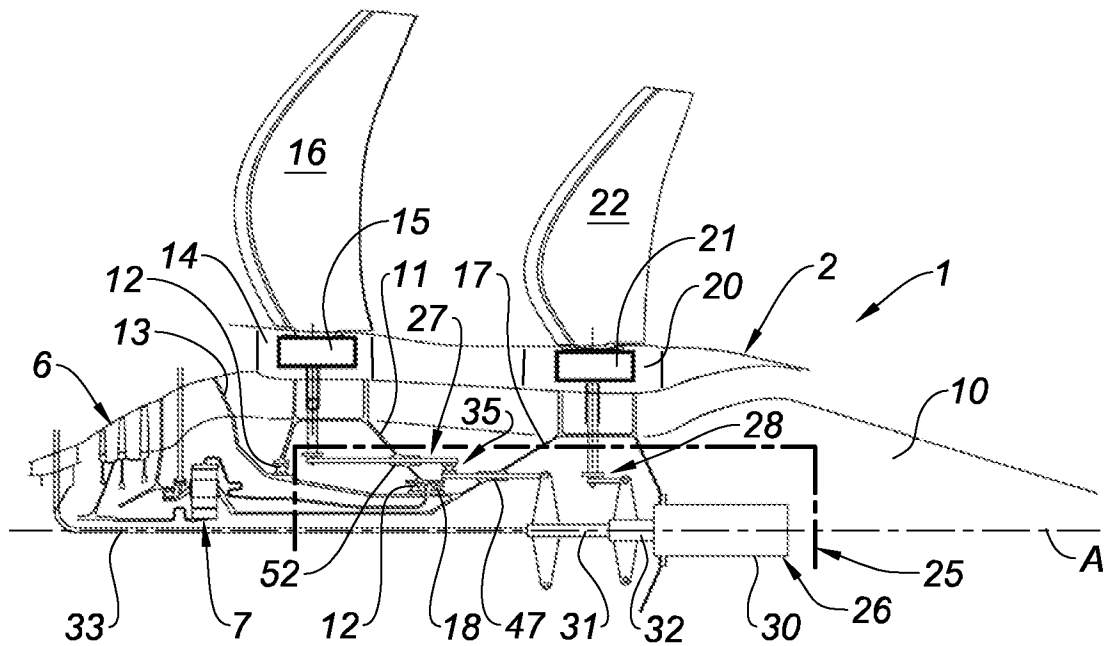


Fig. 9

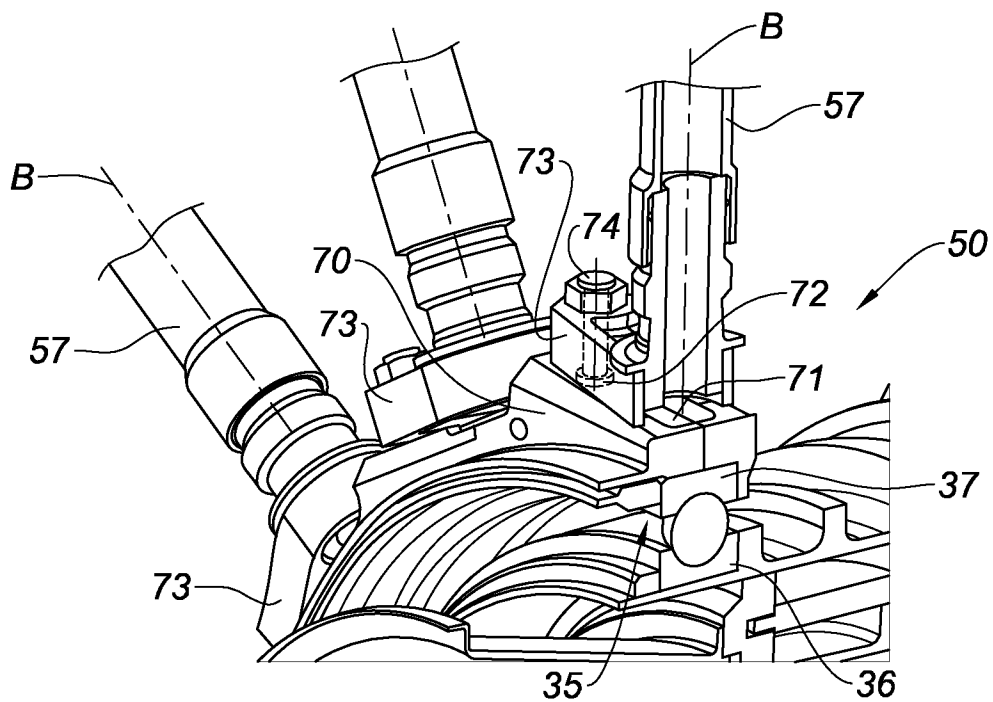


Fig. 10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2012/050676

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 INV. B64C11/30
 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)
 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 practicable, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data, INSPEC

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	WO 2010/136685 A2 (SNECMA [FR]; BALK WOUTER [FR]; CHARIER GILLES ALAIN [FR]; GALLET FRANC) 2 December 2010 (2010-12-02)	1-3,6,9,10
Y	page 1, lines 6-10 page 5, lines 17-22 page 6, lines 4-24; figures	4,5
Y	----- US 4 657 484 A (WAKEMAN THOMAS G [US] ET AL) 14 April 1987 (1987-04-14) column 2, lines 41-43; figures	4,5
A	----- EP 2 261 114 A2 (HAMILTON SUNDSTRAND CORP [US]) 15 December 2010 (2010-12-15) paragraphs [0001], [0002], [0003], [0015], [0019] - [0021]; figures ----- -/-	1-10



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 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

3 August 2012

Date of mailing of the international search report

13/08/2012

Name and mailing address of the ISA/

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

Authorized officer

Salentiny, Gérard

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2012/050676

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	GB 644 100 A (ROTOL LTD) 4 October 1950 (1950-10-04) figures	1-10
A	----- FR 949 767 A (ROTOL LTD) 8 September 1949 (1949-09-08) figures -----	1-10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2012/050676

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
WO 2010136685	A2	02-12-2010	CA 2762830 A1 02-12-2010
			CN 102448819 A 09-05-2012
			EP 2435303 A2 04-04-2012
			FR 2946011 A1 03-12-2010
			US 2012070292 A1 22-03-2012
			WO 2010136685 A2 02-12-2010

US 4657484	A	14-04-1987	NONE

EP 2261114	A2	15-12-2010	EP 2261114 A2 15-12-2010
			US 2010310369 A1 09-12-2010

GB 644100	A	04-10-1950	NONE

FR 949767	A	08-09-1949	NONE

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2012/050676

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64C11/30
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)
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, WPI Data, INSPEC

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	WO 2010/136685 A2 (SNECMA [FR]; BALK WOUTER [FR]; CHARIER GILLES ALAIN [FR]; GALLET FRANC) 2 décembre 2010 (2010-12-02)	1-3,6,9, 10
Y	page 1, ligne 6-10 page 5, ligne 17-22 page 6, ligne 4-24; figures	4,5
Y	----- US 4 657 484 A (WAKEMAN THOMAS G [US] ET AL) 14 avril 1987 (1987-04-14) colonne 2, ligne 41-43; figures	4,5
A	----- EP 2 261 114 A2 (HAMILTON SUNDSTRAND CORP [US]) 15 décembre 2010 (2010-12-15) alinéas [0001], [0002], [0003], [0015], [0019] - [0021]; figures ----- -/-	1-10



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

3 août 2012

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

13/08/2012

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,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Salentiny, Gérard

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2012/050676

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	GB 644 100 A (ROTOL LTD) 4 octobre 1950 (1950-10-04) figures	1-10
A	FR 949 767 A (ROTOL LTD) 8 septembre 1949 (1949-09-08) figures	1-10

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2012/050676

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
WO 2010136685 A2	02-12-2010	CA 2762830 A1	02-12-2010
		CN 102448819 A	09-05-2012
		EP 2435303 A2	04-04-2012
		FR 2946011 A1	03-12-2010
		US 2012070292 A1	22-03-2012
		WO 2010136685 A2	02-12-2010

US 4657484 A	14-04-1987	AUCUN	

EP 2261114 A2	15-12-2010	EP 2261114 A2	15-12-2010
		US 2010310369 A1	09-12-2010

GB 644100 A	04-10-1950	AUCUN	

FR 949767 A	08-09-1949	AUCUN	
