

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



WIPO | PCT



(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/174222 A1

(43) Date de la publication internationale
30 octobre 2014 (30.10.2014)

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 27/26 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2014/050999

(22) Date de dépôt international :

24 avril 2014 (24.04.2014)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1353872 26 avril 2013 (26.04.2013) FR

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

(72) Inventeurs : POISSON, Mathieu, Ange, Alexis; c/o
SNECMA PI (AJI), Rond-point René Ravaud-Réau, F-
77550 Moissy-Cramayel Cedex (FR). AUSTRUY, Julien,
Michel, Patrick, Christian; c/o SNECMA PI (AJI), Rond-
point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-cramayel Ce-
dex (FR). GALLET, François; c/o SNECMA PI (AJI),
Rond-point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-Cramayel

Cedex (FR). LAMBEY, Mario; c/o SNECMA PI (AJI),
Rond-point René Ravaud-Réau, F-77550 Moissy-cramayel
Cedex (FR).

(74) Mandataires : BOURA, Olivier et al.; Cabinet Beau de
Lomenie, 158 Rue de l'Université, F-75340 Paris Cedex 07
(FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM,
AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY,
BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM,
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,
HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR,
KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME,
MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ,
OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA,
SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM,
TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM,
ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : STRUCTURE FOR SUSPENDING A TWIN PROP-FAN ENGINE FROM A STRUCTURAL ELEMENT OF AN AIR-
CRAFT

(54) Titre : STRUCTURE DE SUSPENSION D'UN TURBOPROPULSEUR A DOUBLE HELICES NON CARENEES SUR UN
ELEMENT STRUCTUREL D'UN AERONEF

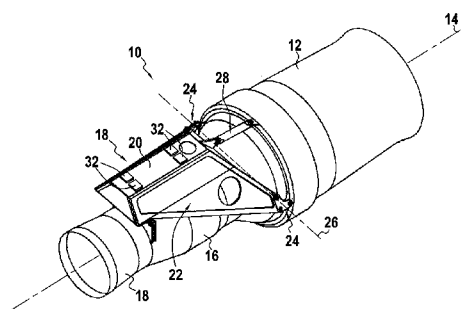


FIG.1

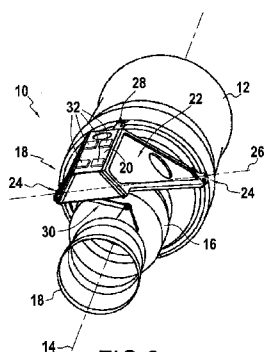


FIG.2

(57) Abstract : The invention relates to a structure for suspending a twin prop-fan engine (10) from a structural element of an aircraft, comprising a cradle (18) intended to be fixed to a structural element of the aircraft and having two lateral beams (22) connected to a main beam (20) running parallel to a longitudinal axis (14) of the prop-fan engine so as to form a V-shaped cradle structure, the cradle being fixed to the prop-fan engine by two brackets (24) connecting each free end of the lateral beams of the cradle to the prop-fan engine, by an axial link rod (28) connecting one end of the main beam of the cradle to the prop-fan engine, and by at least one transverse link rod (30) situated in a plane that is transverse to the longitudinal axis of the prop-fan engine and connecting the cradle to the prop-fan engine.

(57) Abrégé : L'invention concerne une structure de suspension d'un turbo-propulseur (10) à double hélices non carénées sur un élément structurel d'un aéronef, comprenant un berceau (18) destiné à être fixé sur un élément structurel de l'aéronef et ayant deux poutres latérales (22) reliées à une poutre principale (20) s'étendant parallèlement à un axe longitudinal (14) du turbo-propulseur de façon à former une structure du berceau en forme de V, le berceau étant fixé sur le turbo-propulseur par l'intermédiaire de deux équerres (24) reliant chaque extrémité libre des poutres latérales du berceau au turbo-propulseur, d'une

[Suite sur la page suivante]

WO 2014/174222 A1



UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, **Publiée :**

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).

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

Titre de l'invention

Structure de suspension d'un turbopropulseur à double hélices non carénées sur un élément structurel d'un aéronef

5 Arrière-plan de l'invention

La présente invention se rapporte au domaine général des turbopropulseurs d'aéronef à double hélices non carénées. Elle vise plus précisément l'accrochage d'un tel turbopropulseur sur un élément structurel de l'aéronef, tel que le fuselage ou une aile d'un avion.

10 De façon connue, un turbopropulseur d'aéronef à double hélices est une turbomachine aéronautique dont la poussée principale est générée par deux hélices contrarotatives et non carénées qui sont positionnées à l'arrière du moteur.

15 Un tel turbopropulseur peut par exemple être accroché sur le fuselage d'un aéronef par l'intermédiaire d'un pylône relié à une structure de suspension, cette dernière étant directement fixée sur le moteur.

La structure de suspension d'un tel turbopropulseur doit notamment supporter les efforts de poussée du moteur et du couple de rotation des hélices. A cet effet, son architecture doit lui permettre de
20 réduire les charges et les accélérations transmises à l'aéronef, ainsi que les effets de distorsions de carcasse pour améliorer ses performances. De plus, la structure de suspension doit être optimisée pour limiter les charges statiques et dynamiques vues par le moteur afin d'en limiter la masse. Enfin, l'architecture de la structure de suspension doit permettre
25 de conserver un espace suffisant pour permettre l'installation de la configuration externe du moteur (à savoir les équipements, canalisations et harnais).

Ainsi, l'accrochage d'un turbopropulseur sur un élément structurel d'un aéronef influe directement sur le comportement et les
30 performances du moteur et, à ce titre, constitue un axe de recherche et de progrès pour les motoristes.

Par ailleurs, cette influence de l'accrochage du turbopropulseur est d'autant plus importante pour les architectures de turbopropulseur du type à double hélices contrarotatives et non carénées pour lesquelles des
35 difficultés additionnelles sont présentes. Notamment, ces moteurs présentent un porte-à-faux conséquent, ce qui engendre d'importants

phénomènes de distorsions de carcasse du moteur. De mêmes, les charges moteur sont plus élevées du fait que ces moteurs sont généralement montés en arrière de fuselage par des pylônes de grandes dimensions. En outre, l'installation d'équipements sur ces moteurs peut
5 poser des problèmes avec des pylônes conventionnels.

Objet et résumé de l'invention

Il existe donc un besoin de pouvoir disposer d'une structure de suspension de turbopropulseur à double hélices non carénées, qui
10 permette d'améliorer le comportement dynamique du moteur, de diminuer les effets de distorsion de carcasse et de faciliter l'installation du moteur.

Conformément à l'invention, ce but est atteint grâce à une structure de suspension d'un turbopropulseur à double hélices non carénées sur un élément structurel d'un aéronef, comprenant un berceau
15 destiné à être fixé sur un élément structurel de l'aéronef et ayant deux structures latérales chacune de forme sensiblement triangulaire et toutes deux reliées à une poutre principale s'étendant parallèlement à un axe longitudinal du turbopropulseur de façon à former une structure du berceau en forme de V, le berceau étant fixé sur le turbopropulseur par
20 l'intermédiaire de deux organes de fixation reliant chacun une extrémité libre des structures latérales du berceau au turbopropulseur, et d'au moins une bielle transversale située dans un plan transversal par rapport à l'axe longitudinal du turbopropulseur et reliant le berceau au turbopropulseur.

La structure de suspension selon l'invention permet au moteur
25 de pouvoir se dilater librement. De plus, l'accrochage du berceau de la structure de suspension par deux organes de fixations limite la distorsion de carcasse du moteur en permettant une reprise des efforts de poussée suivant l'axe longitudinal du turbopropulseur. Enfin, la ou les bielles transversales ont pour fonction de bloquer la cinématique de mouvement
30 du berceau et d'assurer que cette cinématique soit principalement reprise par ce ou ces bielles en ne générant pas d'effet de bras de levier sur les autres liaisons.

De préférence, la structure de suspension comprend en outre une bielle axiale apte à relier une extrémité de la poutre principale du
35 berceau au turbopropulseur. Cette bielle axiale permet de reprendre le

tangage du moteur créé par la liaison entre les organes de fixation et le berceau.

Des plots souples peuvent être montés sur une surface extérieure de la poutre principale du berceau pour atténuer les vibrations
5 générées par le turbopropulseur et transmises à l'aéronef.

De préférence également, les organes de fixation sont aptes à être reliés à un carter du turbopropulseur portant les hélices. Ainsi, les efforts mécaniques dus au porte-à-faux des hélices transitent directement du carter portant ces hélices vers le berceau sans impacter le générateur
10 de gaz du turbopropulseur. De la sorte, le fonctionnement et la performance du turbopropulseur s'en trouvent améliorés tout en bénéficiant d'une masse limitée.

A l'inverse, la bielle transversale peut être apte à être reliée à un carter moteur du turbopropulseur entourant un générateur de gaz. La
15 structure de suspension peut comprendre deux bielles transversales aptes à relier le berceau au turbopropulseur.

De préférence encore, les organes de fixations sont positionnés sur un même diamètre de façon à ne pas générer de décalage dans la reprise de poussée.

20 De préférence encore, la bielle axiale est positionnée à égale distance angulaire des deux organes de fixation de sorte à assurer une reprise du tangage créé par la liaison des équerres avec le berceau.

Dans un mode de réalisation, chaque structure latérale comprend deux barres fixées à la poutre principale en deux endroits
25 espacés longitudinalement l'un de l'autre, les deux barres se rejoignant au niveau de l'extrémité libre de la structure latérale.

L'invention a également pour objet un turbopropulseur à double hélices non carénées comprenant une structure de suspension telle que définie précédemment.

30

Brève description des dessins

D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins annexés qui en illustrent des exemples de réalisation dépourvus de tout
35 caractère limitatif. Sur les figures :

- les figures 1 et 2 sont des vues schématiques et en perspective d'une structure de suspension selon un mode de réalisation de l'invention ;

- la figure 3 est une vue en coupe transversale d'une structure de suspension selon un autre mode de réalisation de l'invention ; et

les figures 4 et 5 sont des vues schématiques et en perspective d'une structure de suspension selon encore un autre mode de réalisation de l'invention.

10 Description détaillée de l'invention

Les figures 1 et 2 représentent de façon schématique un turbopropulseur 10 du type ayant deux hélices contrarotatives qui sont non carénées et qui sont montées à l'arrière du moteur.

De façon plus précise, ces hélices (non représentées sur les figures) sont montées autour d'un carter 12 annulaire centré sur l'axe longitudinal 14 du turbopropulseur et disposé à l'arrière de celui-ci.

Ce carter 12 se prolonge vers l'avant du turbopropulseur par un carter moteur 16 entourant un générateur de gaz (non représenté) du turbopropulseur. Ce carter moteur 16 se prolonge par un carter de compresseur 18 disposé à l'avant du turbopropulseur.

Le turbopropulseur 10 est fixé sur un élément structurel d'un aéronef, par exemple sur le fuselage d'un avion, par l'intermédiaire d'une structure de suspension.

Plus précisément, le turbopropulseur 10 est relié à une structure de suspension sur laquelle une extrémité d'un pylône (ou mât) d'accrochage est fixée, l'extrémité opposée du pylône étant fixée sur le fuselage de l'avion.

De façon connue en soi, le pylône d'accrochage (non représenté sur les figures) comprend plusieurs poutres reliant la structure de suspension au fuselage de l'avion et un carénage aérodynamique.

Conformément à l'invention, la structure de suspension comprend un berceau 18 formé par une poutre (ou longeron) principale 20 et par deux structures latérales 22 reliées à la poutre principale, ces structures latérales ayant chacune une forme sensiblement de triangle. Le berceau forme ainsi une structure en forme de V.

La poutre principale 20 s'étend parallèlement à l'axe longitudinal 14 du turbopropulseur et est disposée « à douze heures » par rapport à celui-ci. Les différentes poutres du pylône d'accrochage sont destinées à être montés sur cette poutre principale du berceau.

5 Quant aux structures latérales 22 en forme chacune de triangle, elles sont, dans les modes de réalisation des figures 1 à 3, réalisées par des plaques triangulaires.

La structure de suspension selon l'invention comprend également différentes liaisons entre le berceau 18 et le turbopropulseur.

10 En particulier, la structure de suspension comprend deux organes de fixation 24 reliant chaque extrémité libre des structures latérales 22 du berceau 18 au turbopropulseur. Plus précisément, ces organes de fixation 24 permettent d'assurer une fixation de l'extrémité arrière du berceau sur le carter 12 du turbopropulseur portant les hélices.

15 Dans les modes de réalisation des figures 1 à 3, les organes de fixation 24 sont des équerres en forme de V dont l'une des ailes est fixée sur le carter 12 du turbopropulseur. Comme représenté sur les figures 2 et 3, l'axe 26 reliant les ailes des deux équerres fixées sur le carter 12 passe avantageusement par l'axe longitudinal 14 de celui-ci de façon à ne pas
20 générer de décalage dans la reprise de poussée (en d'autres termes, les équerres sont positionnées sur un même diamètre).

La distorsion de carcasse est un phénomène lié aux déformations en flexion du corps du turbopropulseur qui provoquent elles-mêmes des déformations du carter autour du rotor, induisant une
25 ovalisation du carter, de nature à augmenter les jeux de fonctionnement et donc à dégrader les performances du moteur. La position particulière des équerres 24 sur le même diamètre permet d'en limiter les effets.

Comme représenté sur les figures 1 et 2, la structure de suspension comprend également une bielle axiale 28 qui relie l'extrémité
30 arrière de la poutre principale 20 du berceau 18 au turbopropulseur.

Plus précisément, cette bielle axiale 28 peut être positionnée « à douze heures » par rapport au turbopropulseur et à égale distance angulaire des deux organes de fixation 24. La bielle axiale permet ainsi d'assurer une reprise du tangage créé par la liaison des organes de
35 fixation 24 avec le berceau 18.

Comme pour les organes de fixation 24, la bielle axiale 28 est fixée au niveau du carter 12 du turbopropulseur portant les hélices. De la sorte, les efforts mécaniques dus au porte-à-faux des hélices passent directement de ce carter 12 vers le berceau 18 sans transiter par le

5 générateur de gaz du turbopropulseur, ce qui améliore son fonctionnement et sa performance sans impacter sa masse.

La structure de suspension comprend encore au moins une bielle transversale 30 située dans un plan transversal par rapport à l'axe longitudinal 14 du turbopropulseur et reliant le berceau 18 au

10 turbopropulseur pour bloquer la cinématique créée par les liaisons organes de fixation 24 / turbopropulseur 10 et bielle axiale 28 / turbopropulseur.

Dans le mode de réalisation des figures 1 et 2, il est ainsi prévu une unique bielle transversale 30 fixée par des liaisons rotules, d'une part sur la surface intérieure de l'une des structures latérales 22 du berceau, et

15 d'autre part sur le carter moteur 16 du turbopropulseur. Par ailleurs, cette bielle transversale 30 s'étend selon une direction sensiblement tangentielle par rapport au carter moteur 16.

Alternativement, dans le mode de réalisation de la figure 3, il est prévu deux bielles transversales 30' qui sont fixées par des liaisons rotules, d'une part sur la surface intérieure de l'une des structures latérales 22 du berceau, et d'autre part sur le carter moteur 16 du

20 turbopropulseur. Par ailleurs, ces deux bielles transversales 30' s'étendent selon des directions sensiblement radiales par rapport au carter moteur 16.

La présence de ces bielles transversales 30, 30' permet de reprendre la cinématique créée par les liaisons organes de fixation 24 / turbopropulseur 10 et bielle axiale 28 / turbopropulseur tout en ne

25 générant pas d'effet de bras de levier sur ces liaisons. Les charges transmises au turbopropulseur s'en trouvent ainsi limitées.

Selon une disposition avantageuse, la structure de suspension comprend en outre des moyens pour atténuer les vibrations générées par le turbopropulseur et transmises à l'avion.

30

Par exemple, ces moyens peuvent se présenter sous la forme de plots souples 32 montés sur une surface extérieure de la poutre principale

35 20 du berceau 18 au niveau de l'emplacement du raccordement avec les poutres du pylône d'accrochage.

Les figures 4 et 5 représentent un autre mode de réalisation d'une structure de suspension conforme à l'invention.

La structure de suspension se distingue ici de celle décrite en liaison avec les figures 1 à 3 en ce que chaque structure latérale 22 du
5 berceau comprend deux barres 220, 221 qui sont fixées à une de leurs extrémités à la poutre principale 20 en deux endroits espacés longitudinalement l'un de l'autre.

Par ailleurs, au niveau de leur extrémité opposée à celle fixée sur la poutre principale, ces deux barres 220, 221 se rejoignent au niveau
10 de l'extrémité libre de la structure latérale 22 correspondante de sorte à former avec la poutre principale une structure latérale en forme de V. Ces extrémités qui se rejoignent sont fixées sur le turbopropulseur par l'intermédiaire des organes de fixation 24 de façon similaire à ceux décrits en liaison avec les figures 1 à 3.

15

REVENDEICATIONS

1. Structure de suspension d'un turbopropulseur (10) à double hélices non carénées sur un élément structurel d'un aéronef, comprenant
5 un berceau (18) destiné à être fixé sur un élément structurel de l'aéronef et ayant deux structures latérales (22) chacune de forme sensiblement triangulaire et toutes deux reliées à une poutre principale (20) s'étendant parallèlement à un axe longitudinal (14) du turbopropulseur de façon à former une structure du berceau en forme de V, le berceau étant fixé sur
10 le turbopropulseur par l'intermédiaire de deux organes de fixation (24) reliant chacun une extrémité libre des structures latérales du berceau au turbopropulseur, et d'au moins une bielle transversale (30, 30') située dans un plan transversal par rapport à l'axe longitudinal du turbopropulseur et reliant le berceau au turbopropulseur.
15
2. Structure selon la revendication 1, comprenant en outre une bielle axiale (28) apte à relier une extrémité de la poutre principale du berceau au turbopropulseur.
- 20 3. Structure selon l'une des revendications 1 et 2, comprenant des plots souples (32) montés sur une surface extérieure de la poutre principale du berceau pour atténuer les vibrations générées par le turbopropulseur et transmises à l'aéronef.
- 25 4. Structure selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans laquelle les organes de fixation (24) sont aptes à être reliés à un carter (12) du turbopropulseur portant les hélices.
- 30 5. Structure selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans laquelle la bielle transversale (30, 30') est apte à être reliée à un carter moteur (16) du turbopropulseur entourant un générateur de gaz.
- 35 6. Structure selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, comprenant deux bielles transversales (30, 30') aptes à relier le berceau au turbopropulseur.

7. Structure selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans laquelle les organes de fixation (24) sont positionnés sur un même diamètre.
- 5 8. Structure selon l'une quelconque des revendications 2 à 7, dans laquelle la bielle axiale (28) est positionnée à égale distance angulaire des deux organes de fixation (24).
- 10 9. Structure selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, dans laquelle chaque structure latérale (22) comprend deux barres (220, 221) fixées à la poutre principale (20) en deux endroits espacés longitudinalement l'un de l'autre, les deux barres se rejoignant au niveau de l'extrémité libre de la structure latérale.
- 15 10. Turbopropulseur (10) à double hélices non carénées comprenant une structure de suspension selon l'une quelconque des revendications 1 à 9.

1/3

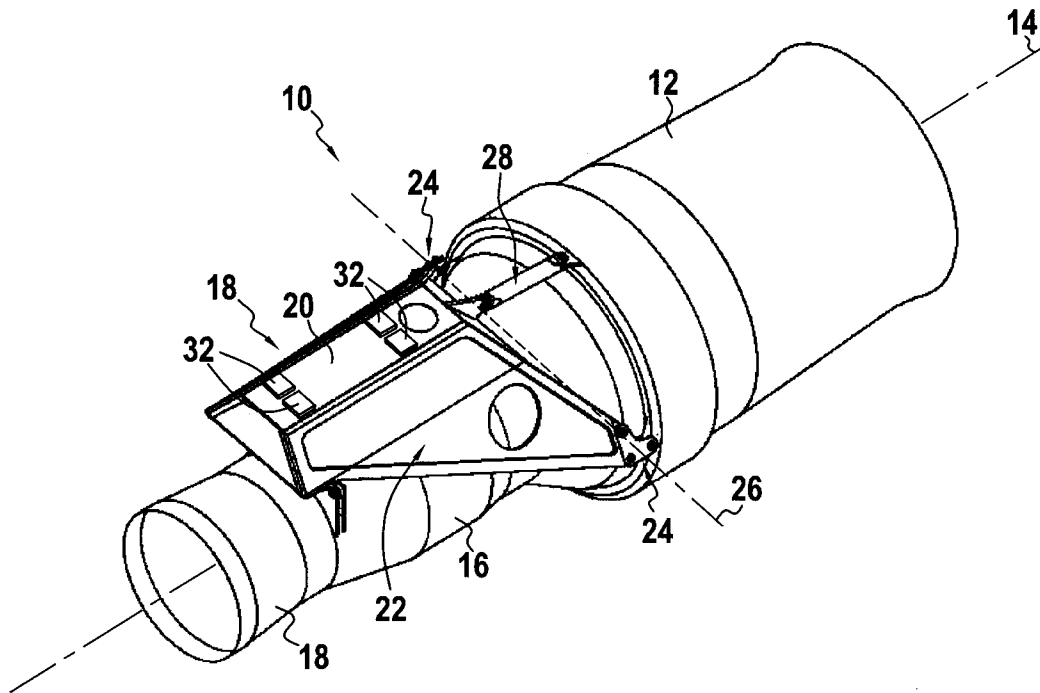


FIG.1

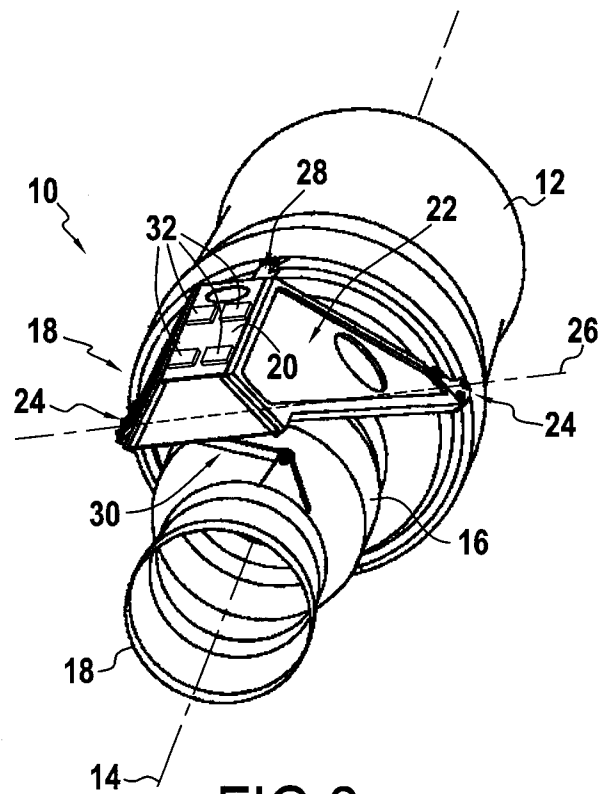


FIG.2

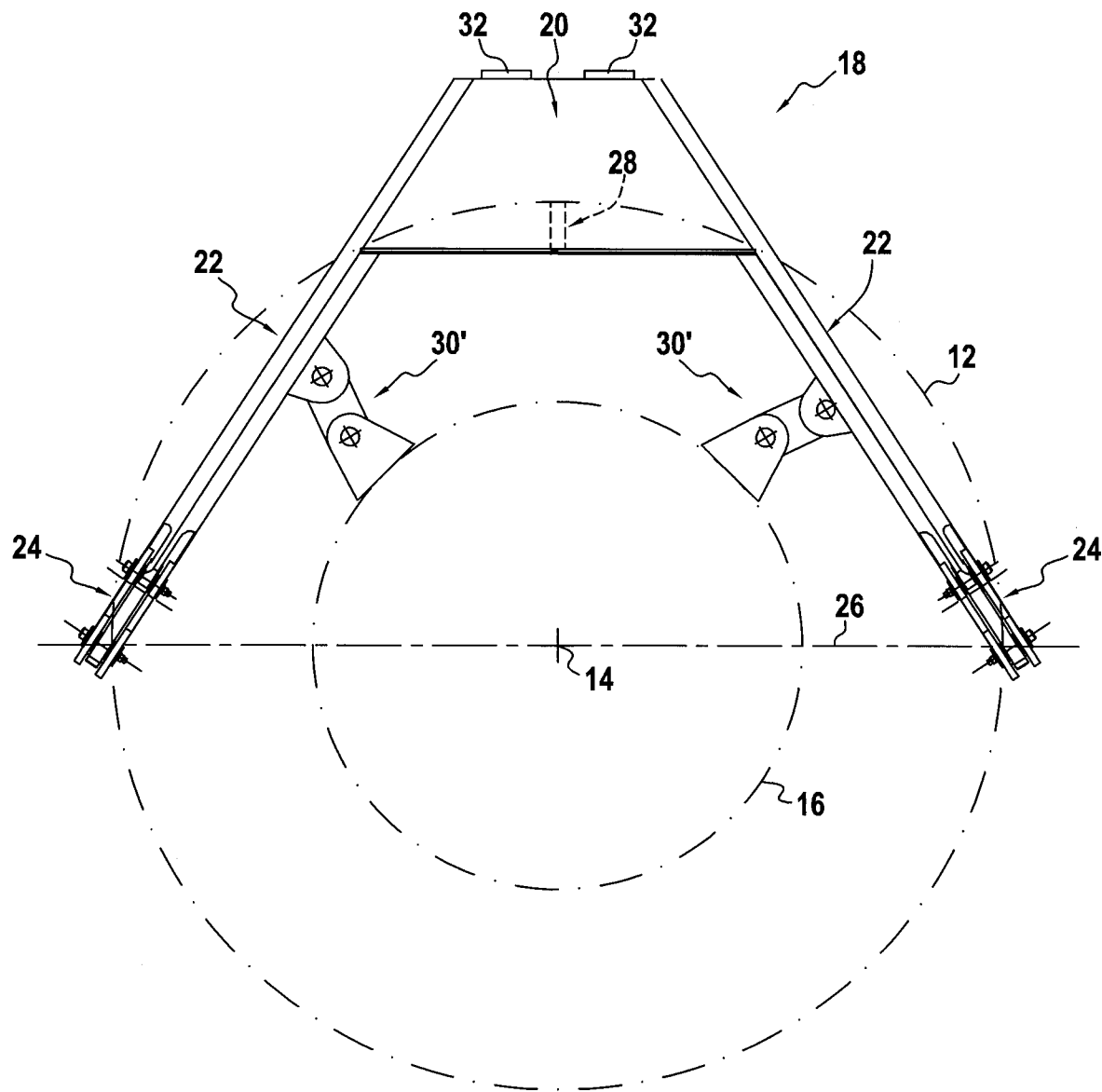


FIG.3

3/3

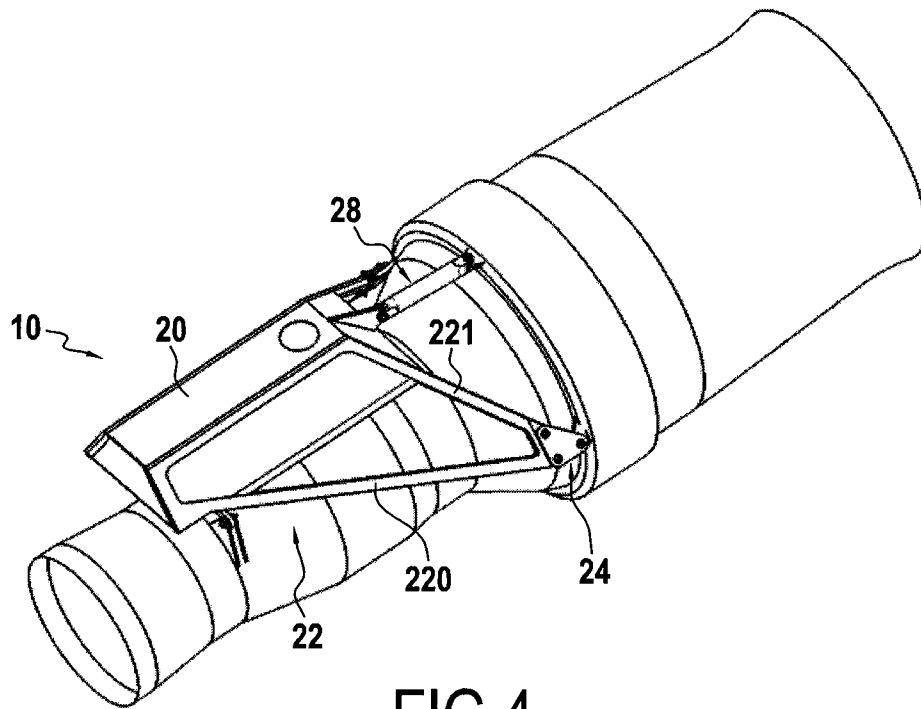


FIG. 4

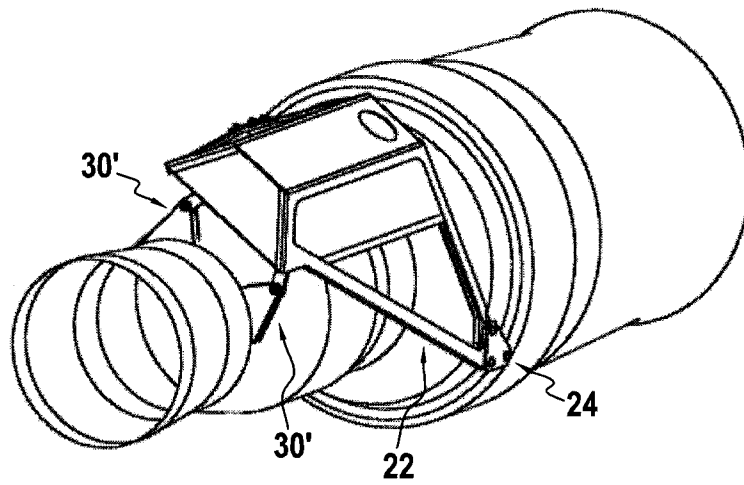


FIG. 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2014/050999

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64D27/26
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

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	EP 1 538 080 A1 (AIRBUS FRANCE [FR]) 8 June 2005 (2005-06-08)	1-7,9,10
Y	abstract; figures -----	1-7,9,10
X	EP 0 761 945 A1 (SNECMA [FR] SNECMA MOTEURS [FR]) 12 March 1997 (1997-03-12)	1-7,9,10
Y	abstract; figures -----	1-7,9,10
Y	EP 1 090 838 A1 (SNECMA MOTEURS [FR]) 11 April 2001 (2001-04-11) abstract; figures 2-5 -----	1,4-7,10
Y	EP 1 982 915 A1 (SNECMA [FR]) 22 October 2008 (2008-10-22) abstract; figures -----	1,3-7,10
	-/-	



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

7 August 2014

Date of mailing of the international search report

14/08/2014

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

Nicol, Yann

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2014/050999

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	EP 2 554 478 A1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 6 February 2013 (2013-02-06) abstract; figures paragraph [0038] -----	1,2,4-7, 10
Y	EP 1 053 937 A1 (AEROSPATIALE AIRBUS [FR] AIRBUS FRANCE [FR]) 22 November 2000 (2000-11-22) abstract; figure 5 -----	1,2,4-7, 10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2014/050999

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 1538080	A1	08-06-2005	AT 330844 T 15-07-2006
		CA 2487841 A1	01-06-2005
		DE 602004001319 T2	14-06-2007
		EP 1538080 A1	08-06-2005
		ES 2266996 T3	01-03-2007
		FR 2862944 A1	03-06-2005
		US 2005116093 A1	02-06-2005
EP 0761945	A1	12-03-1997	DE 69613065 D1 05-07-2001
		DE 69613065 T2	15-11-2001
		EP 0761945 A1	12-03-1997
		FR 2738034 A1	28-02-1997
		US 5806792 A	15-09-1998
EP 1090838	A1	11-04-2001	DE 60006769 D1 08-01-2004
		DE 60006769 T2	30-09-2004
		EP 1090838 A1	11-04-2001
		FR 2799432 A1	13-04-2001
		JP 4124558 B2	23-07-2008
		JP 2001146200 A	29-05-2001
		US 6474596 B1	05-11-2002
EP 1982915	A1	22-10-2008	CA 2629096 A1 16-10-2008
		EP 1982915 A1	22-10-2008
		FR 2914907 A1	17-10-2008
		US 2009032673 A1	05-02-2009
EP 2554478	A1	06-02-2013	EP 2554478 A1 06-02-2013
		FR 2978730 A1	08-02-2013
		US 2013161446 A1	27-06-2013
EP 1053937	A1	22-11-2000	CA 2308874 A1 17-11-2000
		DE 60017216 D1	10-02-2005
		DE 60017216 T2	08-12-2005
		EP 1053937 A1	22-11-2000
		ES 2234536 T3	01-07-2005
		FR 2793768 A1	24-11-2000
		US 6398161 B1	04-06-2002

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2014/050999

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. B64D27/26 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		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	EP 1 538 080 A1 (AIRBUS FRANCE [FR]) 8 juin 2005 (2005-06-08)	1-7,9,10
Y	abrégé; figures -----	1-7,9,10
X	EP 0 761 945 A1 (SNECMA [FR] SNECMA MOTEURS [FR]) 12 mars 1997 (1997-03-12)	1-7,9,10
Y	abrégé; figures -----	1-7,9,10
Y	EP 1 090 838 A1 (SNECMA MOTEURS [FR]) 11 avril 2001 (2001-04-11)	1,4-7,10
	abrégé; figures 2-5 -----	
Y	EP 1 982 915 A1 (SNECMA [FR]) 22 octobre 2008 (2008-10-22)	1,3-7,10
	abrégé; figures -----	
-/-		
☒ 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	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale	
7 août 2014	14/08/2014	
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	Nicol, Yann	

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	EP 2 554 478 A1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 6 février 2013 (2013-02-06) abrégé; figures alinéa [0038] -----	1,2,4-7, 10
Y	EP 1 053 937 A1 (AEROSPATIALE AIRBUS [FR] AIRBUS FRANCE [FR]) 22 novembre 2000 (2000-11-22) abrégé; figure 5 -----	1,2,4-7, 10

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2014/050999

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 1538080	A1	08-06-2005	AT 330844 T	15-07-2006
			CA 2487841 A1	01-06-2005
			DE 602004001319 T2	14-06-2007
			EP 1538080 A1	08-06-2005
			ES 2266996 T3	01-03-2007
			FR 2862944 A1	03-06-2005
			US 2005116093 A1	02-06-2005
EP 0761945	A1	12-03-1997	DE 69613065 D1	05-07-2001
			DE 69613065 T2	15-11-2001
			EP 0761945 A1	12-03-1997
			FR 2738034 A1	28-02-1997
			US 5806792 A	15-09-1998
EP 1090838	A1	11-04-2001	DE 60006769 D1	08-01-2004
			DE 60006769 T2	30-09-2004
			EP 1090838 A1	11-04-2001
			FR 2799432 A1	13-04-2001
			JP 4124558 B2	23-07-2008
			JP 2001146200 A	29-05-2001
			US 6474596 B1	05-11-2002
EP 1982915	A1	22-10-2008	CA 2629096 A1	16-10-2008
			EP 1982915 A1	22-10-2008
			FR 2914907 A1	17-10-2008
			US 2009032673 A1	05-02-2009
EP 2554478	A1	06-02-2013	EP 2554478 A1	06-02-2013
			FR 2978730 A1	08-02-2013
			US 2013161446 A1	27-06-2013
EP 1053937	A1	22-11-2000	CA 2308874 A1	17-11-2000
			DE 60017216 D1	10-02-2005
			DE 60017216 T2	08-12-2005
			EP 1053937 A1	22-11-2000
			ES 2234536 T3	01-07-2005
			FR 2793768 A1	24-11-2000
			US 6398161 B1	04-06-2002