

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale
WO 2016/046482 A1

(43) Date de la publication internationale
31 mars 2016 (31.03.2016)

WIPO | PCT

(51) Classification internationale des brevets :
F01D 21/04 (2006.01) *F02C 7/25* (2006.01)
B64D 27/26 (2006.01) *F16L 59/00* (2006.01)
F02C 7/20 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2015/052524

(22) Date de dépôt international :
21 septembre 2015 (21.09.2015)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1458900 22 septembre 2014 (22.09.2014) FR

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

(72) Inventeurs : PERSE, Erwan, Pierre, Antoine; C/O
SNECMA PI (AJI) Rond-point René, Ravaud - Réau, F-
77550 Moissy Cramayel Cedex (FR). BEHAGHEL,
Laurent, Donatien; C/O Snecma PI (AJI) Rond-point
René Ravaud - Réau, F-77550 Moissy Cramayel Cedex
(FR). GEYL, Stéphane; C/O Snecma PI (AJI) Rond-point
René Ravaud - Réau, F-77550 Moissy Cramayel Cedex
(FR). GUEZEL, Yvan, Yoann; C/O Snecma PI (AJI)
Rond-point René, Ravaud - Réau, F-77550 Moissy Cra-

mayel Cedex (FR). THIERIET, Cécile; C/O Snecma PI
(AJI) Rond-point, René Ravaud - Réau, F-77550 Moissy
Cramayel Cedex (FR).

(74) Mandataire : GUTMANN, Ernest; 3, rue Auber, F-
75009 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, 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, ST, 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).

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : TURBINE ENGINE SUCH AS, FOR EXAMPLE, AN AIRPLANE TURBOJET OR TURBOPROP ENGINE

(54) Titre : TURBOMACHINE, TELLE PAR EXEMPLE QU'UN TURBORÉACTEUR OU UN TURBOPROPULSEUR
D'AVION

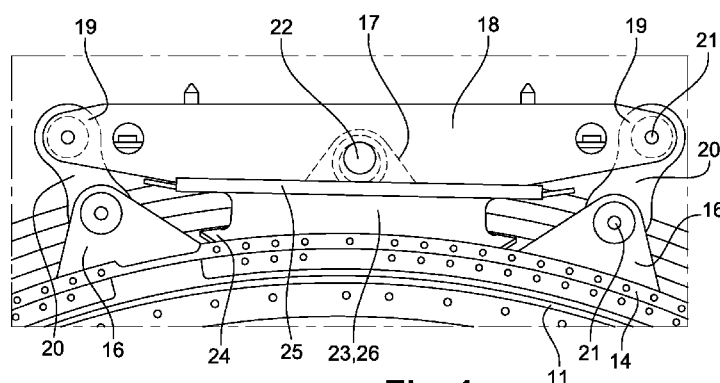


Fig. 4

(57) Abstract : The invention relates to a turbine engine provided with an element (3), comprising a wall (11) and at least one load-bearing member (17) extending substantially perpendicularly relative to the wall (11). Said member (17) is to be attached onto a mounting (18) for attachment onto an aircraft structural part, where a thermal protection member (23) surrounds said member (17). Said thermal protection member (23) includes a base flexibly supported on the wall (11) of the element (3). Said base closely fits said wall and at least one covering part that surrounds said load-bearing member.

(57) Abrégé : Turbomachine, telle par exemple qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion L'invention concerne une turbo-machine équipée d'un élément (3), comportant une paroi (11) et au moins un organe (17) en charge s'étendant sensiblement perpendiculairement à la paroi (11), ledit organe (17) étant destiné à être fixé sur un support (18) servant à la fixation sur une partie structurale d'un aéronef, où un organe de protection

[Suite sur la page suivante]



WO 2016/046482 A1



Publiée :

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

thermique (23) entoure ledit organe (17), ledit organe de protection thermique (23) comprenant une base en appui souple sur la paroi (11) de l'élément (3), ladite base épousant la forme de ladite paroi et au moins une partie de couverture qui entoure ledit organe en charge.

**Turbomachine, telle par exemple qu'un turboréacteur ou un
turbopropulseur d'avion**

La présente invention concerne une turbomachine, telle par
5 exemple qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion.

Une turbomachine est par exemple fixée sous une aile d'un
avion, par l'intermédiaire d'un pylône et de moyens de suspension. Les
moyens de suspension comportent classiquement une partie amont et une
partie aval, de façon à répartir les efforts entre l'amont et l'aval de la
10 turbomachine. La partie amont des moyens de suspension est
généralement fixée au niveau d'un carter dit intermédiaire alors que la
partie aval des moyens de suspension est généralement fixée au niveau
d'un carter dit d'échappement.

La demande de brevet FR 2 952 614, au nom de la
15 Demanderesse, divulgue une turbomachine fixée sur un pylône d'un avion,
par l'intermédiaire de moyens de suspension avant et arrière, fixés
respectivement au carter intermédiaire et au carter d'échappement, les
moyens de suspension avant et arrière comportant chacun une poutre
épousant en partie la forme d'une virole du carter concerné, cette poutre
20 étant également connue sous l'appellation « yoke ». Plus particulièrement,
chaque carter comporte une première et une deuxième chape, dites
chapes principales, et une troisième chape, dite chape auxiliaire. La chape
auxiliaire est située circonférentiellement entre les deux chapes principales.
Les chapes principales sont fixées à la poutre par l'intermédiaire de bielles
25 et d'axes d'articulation, lesdites chapes principales étant destinées à
reprendre l'ensemble des efforts appliqués entre le pylône et le carter
concerné, en fonctionnement normal de la turbomachine. La chape
auxiliaire est montée avec jeu sur la poutre, par l'intermédiaire d'un axe
d'articulation, de sorte que la chape auxiliaire est apte à reprendre tout ou
30 partie des efforts appliqués entre le pylône et le carter concerné,

uniquement en cas de déformation du carter et/ou en cas de rupture d'au moins l'une des chapes principales.

En cas de feu, dû par exemple à une fuite de carburant ou à une fuite d'huile, les chapes principales et auxiliaire peuvent être soumises à des contraintes thermiques importantes, risquant d'affecter leur résistance mécanique.

L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique à ce problème.

A cet effet, elle propose une turbomachine, telle par exemple qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, comportant au moins un élément comprenant une paroi, au moins une première chape, dite chape principale, fixée par exemple à la poutre servant à la fixation de la turbomachine sur un pylône d'un aéronef, et au moins une deuxième chape, dite chape auxiliaire, montée par exemple avec jeu sur la poutre, lesdites chapes s'étendant sensiblement perpendiculairement à ladite paroi, ladite chape auxiliaire étant apte à reprendre des efforts en cas de déformation de l'élément et/ou en cas de rupture de la chape principale, caractérisée en ce qu'elle comporte un organe de protection thermique entourant uniquement la chape auxiliaire, ledit organe de protection thermique comprenant une base en appui souple sur la paroi de l'élément, ladite base épousant la forme de ladite paroi et au moins une partie de couverture qui entoure ladite chape auxiliaire.

L'appui souple de la base signifie que ladite base est apte à se déformer légèrement pour épouser la forme de la paroi sur laquelle elle est en appui.

L'organe de protection thermique peut ainsi être plaqué, à une extrémité, sur la paroi de l'élément et, à l'autre extrémité, sur la poutre précitée, l'organe de protection thermique entourant également la chape correspondante de façon à la protéger efficacement contre une éventuelle exposition au feu. On évite ainsi toute dégradation mécanique de la chape.

On garantit ainsi un appui continu et relativement étanche de l'organe de protection sur la paroi de l'élément, en épousant au mieux les formes des surfaces d'appui correspondantes.

La fonction de l'organe de protection est ainsi assurée, malgré
5 les déplacements relatifs de la poutre par rapport aux chapes, par exemple. Par ailleurs, une telle souplesse facilite le montage et le démontage de l'organe de protection, et permet une inspection à l'aide d'un endoscope.

De plus, on évite toute dégradation des caractéristiques mécaniques de la chape auxiliaire, en empêchant une éventuelle exposition
10 de cette chape au feu. On préserve ainsi la fonction de sécurité assurée par cette chape.

En outre, l'élément peut comporter une première chape et une deuxième chape, dites chapes principales et fixées à ladite poutre, et une troisième chape, dite chape auxiliaire, montée avec jeu sur ladite poutre et
15 située circonférentiellement entre les chapes principales, ladite chape auxiliaire étant apte à reprendre des efforts en cas de déformation de l'élément et/ou en cas de rupture d'au moins l'une des chapes principales, l'organe de protection thermique entourant uniquement la chape auxiliaire.

L'organe de protection thermique peut être fixé à la virole par
20 l'intermédiaire de premiers organes de fixation.

Dans ce cas, la paroi peut comporter une surface externe cylindrique ou tronconique et au moins une bride annulaire s'étendant radialement vers l'extérieur depuis ladite surface externe, les premiers organes de fixation étant fixés à ladite surface externe et/ou à ladite bride
25 annulaire.

En outre, la turbomachine peut comporter des seconds organes de fixation conçus pour fixer l'organe de protection thermique sur une poutre servant à la fixation sur une partie structurelle d'un aéronef.

Par ailleurs, l'organe de protection thermique peut être réalisé en
30 silicone, élastomère, ou tout autre matériau étant à la fois souple et thermorésistant.

L'élément peut être un carter et la paroi peut être une virole annulaire.

L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif en référence aux
5 dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique d'une turbomachine selon l'invention,
- la figure 2 est une vue en perspective d'une partie de ladite
10 turbomachine,
- la figure 3 est une vue en perspective d'une partie d'un carter intermédiaire d'une turbomachine selon l'invention,
- la figure 4 est une vue de face d'une partie d'une turbomachine selon l'invention, illustrant le montage d'une poutre sur le
15 carter intermédiaire,
- les figures 5 à 8 sont des vues en perspective illustrant chacune une partie de la turbomachine selon l'invention,
- la figure 9 est une vue de face d'un organe de protection et de moyens de fixation associés,
- la figure 10 est une vue en perspective d'un organe de
20 protection et de moyens de fixation associés,
- la figure 11 est un schéma représentant l'implantation d'un organe de protection selon l'invention.

Une turbomachine 1 selon une forme de réalisation de l'invention
25 est représentée schématiquement à la figure 1. Celle-ci se présente sous la forme d'un turboréacteur à double flux d'axe X et comporte classiquement, d'amont en aval dans le sens d'écoulement du flux d'air ou de gaz représenté par la flèche F, un carter de soufflante 2, un carter dit intermédiaire 3, un carter 4 des étages de compression, un carter 5 de la
30 chambre de combustion, un carter 6 des étages de turbine haute pression, un carter 7 des étages de turbine basse pression puis un carter

d'échappement 8. Le carter 3 intermédiaire et le carter d'échappement 8 sont des carters structuraux de la structure du turboréacteur 1, c'est-à-dire qu'ils sont agencés pour supporter des éléments de la structure et reprendre et/ou transmettre des efforts.

5 Le turboréacteur 1 est suspendu à la structure d'un aéronef (non représenté) par une suspension avant 9 et par une suspension arrière 10, lesdites suspensions 9, 10 étant fixées à une partie structurale de l'aile (non représentée) telle qu'un pylône ou mât, elle-même solidaire de la structure de l'aéronef.

10 Dans la description détaillée qui suit, l'invention est appliquée avantageusement dans le cadre d'une suspension avant du turboréacteur. Toutefois, elle peut s'appliquer aux autres organes mécaniques ou autres fonctions de la turbomachine.

Comme cela est mieux visible à la figure 2, le carter intermédiaire
15 3 comporte une virole radialement externe 11 reliée à un moyeu 12 par des bras radiaux 13.

Comme illustré à la figure 3, la virole radialement externe 11 comporte des brides annulaires radiales 14, 15 s'étendant radialement vers l'extérieur. La virole externe 11 comporte en outre deux paires de chapes
20 16, écartées circonférentiellement l'une de l'autre et dites chapes principales. La virole externe 11 comporte en outre une chape 17 dite secondaire, située circonférentiellement entre les paires de chapes principales 16. Chacune des chapes 16 et 17 peut être directement intégrée à son carter respectif, rapportée ou boulonnée, ou bien encore
25 soudée à celui-ci.

La suspension avant 9 comporte un support ou une poutre transversale 18 s'étendant suivant un axe X perpendiculaire à l'axe X de la turbomachine 1, ladite poutre 18 comprenant une paire de chapes 19 à chacune de ses extrémités latérales, et un dégagement central.

30 Les chapes principales 16 sont fixées aux chapes 19 par l'intermédiaire de bielles 20 (figure 4). Par ailleurs, la chape auxiliaire 17 est

montée axialement dans le dégagement central de la poutre 18. Des arbres 21 sont engagés dans les chapes 16 et 19 et dans les bielles 20. Un arbre 22 est engagé dans la chape 17 et dans des orifices de la poutre 18 prévus à cet effet.

5 Les chapes 16, 17, 19, les bielles 20 et la poutre 18 sont dimensionnées de telle manière que les chapes principales 16 sont aptes à reprendre des efforts en fonctionnement normal de la turbomachine et que la chape auxiliaire 17 est apte à reprendre des efforts uniquement en cas de déformation du carter 3 et/ou en cas de rupture ou dysfonctionnement
10 mécanique de l'une au moins des chapes principales 16. Le montage de la chape auxiliaire 17 sur la poutre 18 est donc effectué avec jeu.

Afin de protéger la chape auxiliaire 17 d'un éventuel feu au sein de la turbomachine 1, un organe de protection thermique 23 entoure la chape auxiliaire 17. La fonction de cet organe est d'assurer, en toutes
15 conditions de fonctionnement, l'intégrité mécanique de la liaison entre l'élément 3 ou carter pourvu d'organe 17 en charge de type chape et le support 18 ou poutre de la partie structurelle, l'organe 17 s'étendant sensiblement perpendiculairement à la paroi 11.

En particulier, l'organe 23 garantit la tenue mécanique d'une
20 partie de liaison qui est chargée dans des conditions de feu.

L'organe de protection 23 est de préférence réalisé en matériau souple, élastiquement déformable et résistant thermiquement. L'organe 23 est adapté pour épouser au mieux la forme des pièces sur lesquelles il s'attache, afin d'agir comme barrière thermique dans des conditions de feu
25 ou forte chaleur. En d'autres termes, l'organe est en appui souple sur la pièce. Pour cela, il est réalisé en un matériau parmi la liste non exhaustive de matériaux souples comprenant le caoutchouc de silicone, les élastomères, les matières composites et plastiques souples et thermorésistantes.

30 L'organe 23 comprend une base 24 en appui souple sur la paroi 11 de l'élément 3, ladite base épousant la forme de ladite paroi et au moins

une partie de couverture 26 qui entoure et/ou recouvre ledit organe en charge. Dans l'application principale décrite, il comporte une extrémité radialement interne 24 en appui continu sur la virole annulaire 11, une extrémité radialement externe 25 en appui continu sur ladite poutre 18, et
5 une zone médiane 26 entourant la chape auxiliaire 17.

Plus particulièrement, l'extrémité radialement interne 24 a une forme de portion de cylindre, destinée à épouser la forme de la virole externe 11 et à venir en appui de façon sensiblement étanche sur cette virole 11. Par ailleurs, l'extrémité radialement externe 25 a une forme
10 sensiblement plane, destinée à épouser la forme de la surface radialement interne de la poutre 18 et à venir en appui de façon sensiblement étanche sur cette poutre 18. La zone médiane 26 présente une forme de manchon reliant les extrémités précitées 24, 25.

L'extrémité radialement interne 24 de l'organe de protection 23
15 est fixée à la virole externe 11, plus particulièrement aux brides annulaires 14, 15, par l'intermédiaire de premiers organes de fixation 27. Les premiers organes de fixation 27 comportent chacun une extrémité destinée à être fixée à la bride correspondante 14, 15, par l'intermédiaire de systèmes vis-écrous 28, et une seconde extrémité venant en appui sur l'extrémité 24 de
20 l'organe de protection 23 de façon à la plaquer sur la surface de la virole radialement externe 11. Deux premiers organes de fixation 27 (figure 5) sont situés au niveau d'un bord amont de l'organe de protection 23, un autre premier organe de fixation 27 étant situé au niveau d'un bord aval de l'organe de protection 23 (figure 6).

25 Par ailleurs, l'extrémité radialement externe 25 de l'organe de protection 23 est fixée au support 18 par l'intermédiaire de seconds organes de fixation 29 (figures 5 et 6). Les seconds organes de fixation 29 présentent chacun une forme générale en U, comportant une première branche 30 destinée à venir en appui sur un bord de la poutre 18 et une
30 seconde branche 31 destinée à venir sur un bord de l'extrémité radialement externe 25 de l'organe de protection 23. Un système vis-écrou 32 traverse

les deux branches 30, 31 et peut être serré de façon à rapprocher les deux branches 30, 31 et plaquer ainsi l'extrémité radialement externe 25 de l'organe de protection 23 sur la surface radialement interne de la poutre 18.

Deux seconds organes de fixation 29 (figure 5) sont situés au niveau du bord amont de l'organe de protection 23, deux autres seconds organes de fixation 29 (figure 6) étant situés au niveau du bord aval de l'organe de protection 23.

L'invention permet ainsi de protéger efficacement la chape auxiliaire 17 contre une éventuelle exposition au feu, de manière à éviter toute dégradation des caractéristiques mécaniques de ladite chape auxiliaire 17. On préserve ainsi la fonction de sécurité assurée par cette chape 17.

Par ailleurs, la souplesse de l'organe de protection 23, au particulier au niveau de l'extrémité radialement interne 24, permet l'introduction d'un endoscope à des fins de maintenance. Les déplacements relatifs du support par rapport aux chapes et au carter n'affectent pas la fonction de protection thermique de l'organe de protection.

L'invention a été présentée en liaison avec le carter intermédiaire 3. Bien entendu, elle pourrait également être appliquée au carter d'échappement 8 ou d'autres éléments ou parties d'éléments d'une turbomachine. L'invention peut en particulier s'appliquer à un élément de forme quelconque globalement cylindrique (virole de carter intermédiaire, moyeu, carter d'échappement), mais aussi à un élément de forme éventuellement parallélépipédique. L'invention peut être appliquée dans le cadre de fonctions variées telles que la suspension de moteur, la suspension d'équipements de moteur (accessoires, réservoirs de fluide...), la suspension pour la manutention ou maintenance de moteur et tout autre type de suspension de chapes, la suspension mettant en œuvre un organe en charge, tel qu'une chape, disposé en saillie par rapport à une paroi plane ou courbe.

REVENDICATIONS

1. Turbomachine (1), telle par exemple qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, comportant au moins un élément (3)
5 comprenant une paroi (11), au moins une première chape (16), dite chape principale, fixée par exemple à la poutre (18) servant à la fixation de la turbomachine (1) sur un pylône d'un aéronef, et au moins une deuxième chape (17), dite chape auxiliaire, montée par exemple avec jeu sur la poutre (18), lesdites chapes (16, 17) s'étendant sensiblement
10 perpendiculairement à ladite paroi (11), ladite chape auxiliaire (17) étant apte à reprendre des efforts en cas de déformation de l'élément (3) et/ou en cas de rupture de la chape principale (16), caractérisée en ce qu'elle comporte un organe de protection thermique (23) entourant uniquement la chape auxiliaire (17), ledit organe de protection thermique (23) comprenant
15 une base (24) en appui souple sur la paroi (11) de l'élément (3), ladite base épousant la forme de ladite paroi et au moins une partie de couverture (26) qui entoure ladite chape auxiliaire (17).

2. Turbomachine (1) selon la revendication 1, caractérisée en ce que l'élément (3) comporte une première chape (16) et une deuxième
20 chape (16), dites chapes principales et fixées à ladite poutre (18), et une troisième chape (17), dite chape auxiliaire, montée avec jeu sur ladite poutre (18) et située circonférentiellement entre les chapes principales (16), ladite chape auxiliaire (17) étant apte à reprendre des efforts en cas de déformation de l'élément (3) et/ou en cas de rupture d'au moins l'une des
25 chapes principales (16), l'organe de protection thermique (23) entourant uniquement la chape auxiliaire (17).

3. Turbomachine (1) selon la revendication 1 ou 2, caractérisée en ce que l'organe de protection thermique (23) est fixé à la paroi (11) par l'intermédiaire de premiers organes de fixation (27).

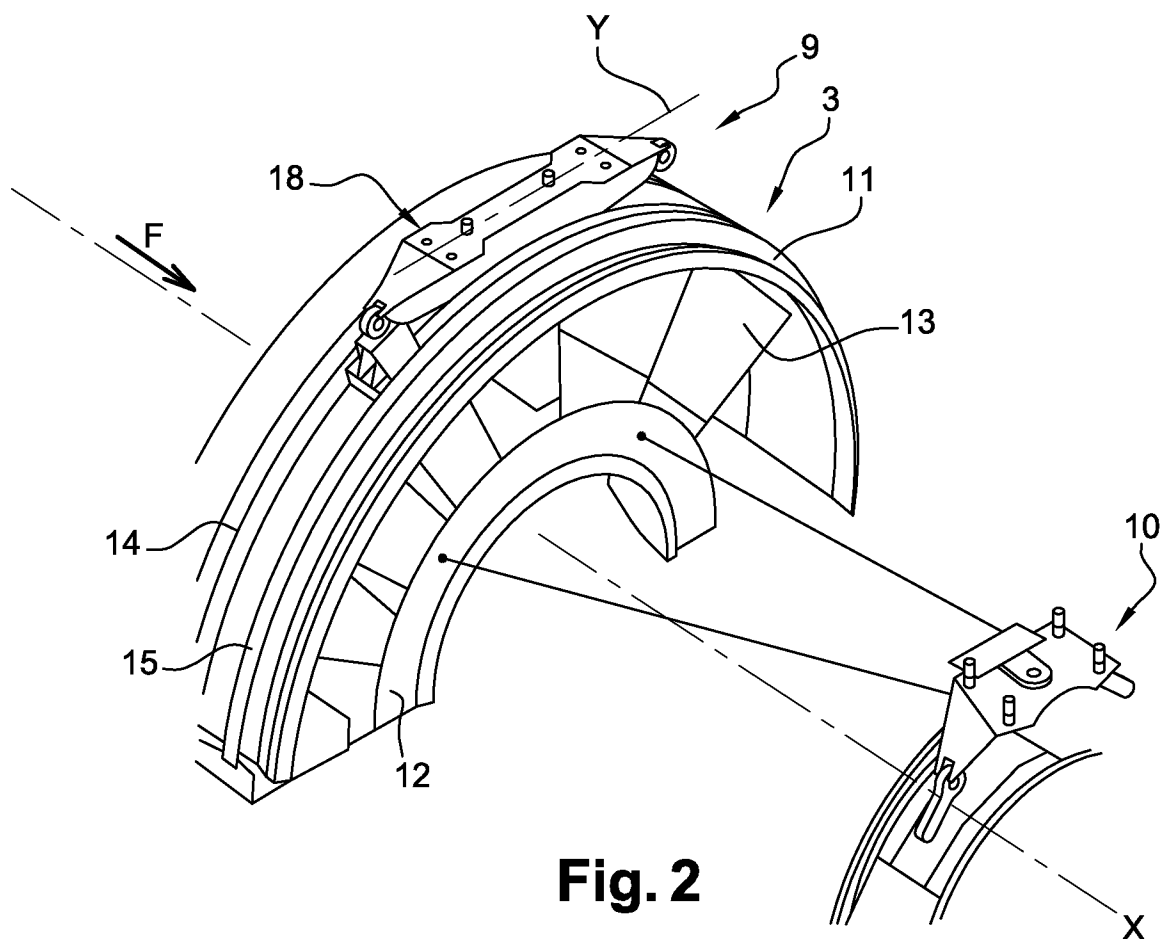
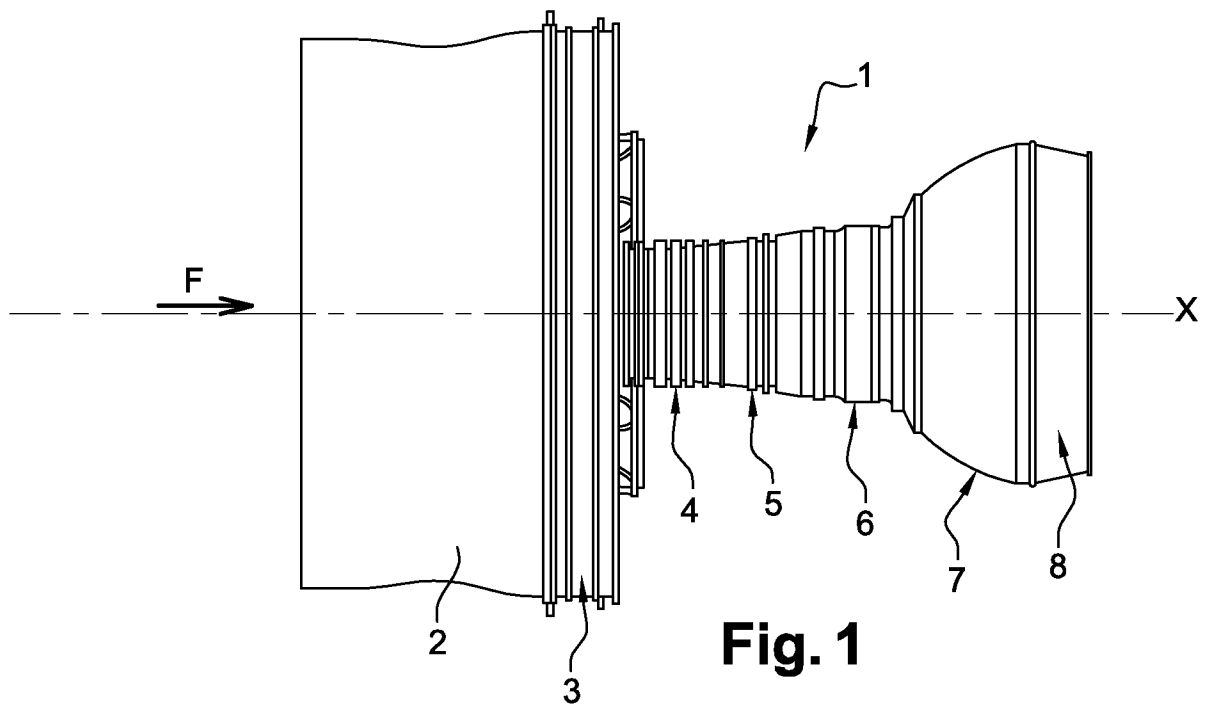
30 4. Turbomachine (1) selon la revendication 3, caractérisée en ce que la paroi (11) comporte une surface externe cylindrique ou tronconique

et au moins une bride annulaire (14, 15) s'étendant radialement vers l'extérieur depuis ladite surface externe, les premiers organes de fixation (27) étant fixés à ladite surface externe et/ou à ladite bride annulaire (14, 15).

5 5. Turbomachine (1) selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisée en ce qu'elle comporte des seconds organes de fixation (29) conçus pour fixer l'organe de protection thermique (23) sur une poutre (18) servant à la fixation sur une partie structurelle d'un aéronef.

10 6. Turbomachine selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisée en ce que l'élément est un carter (3), ladite paroi étant une virole annulaire (11).

1/6



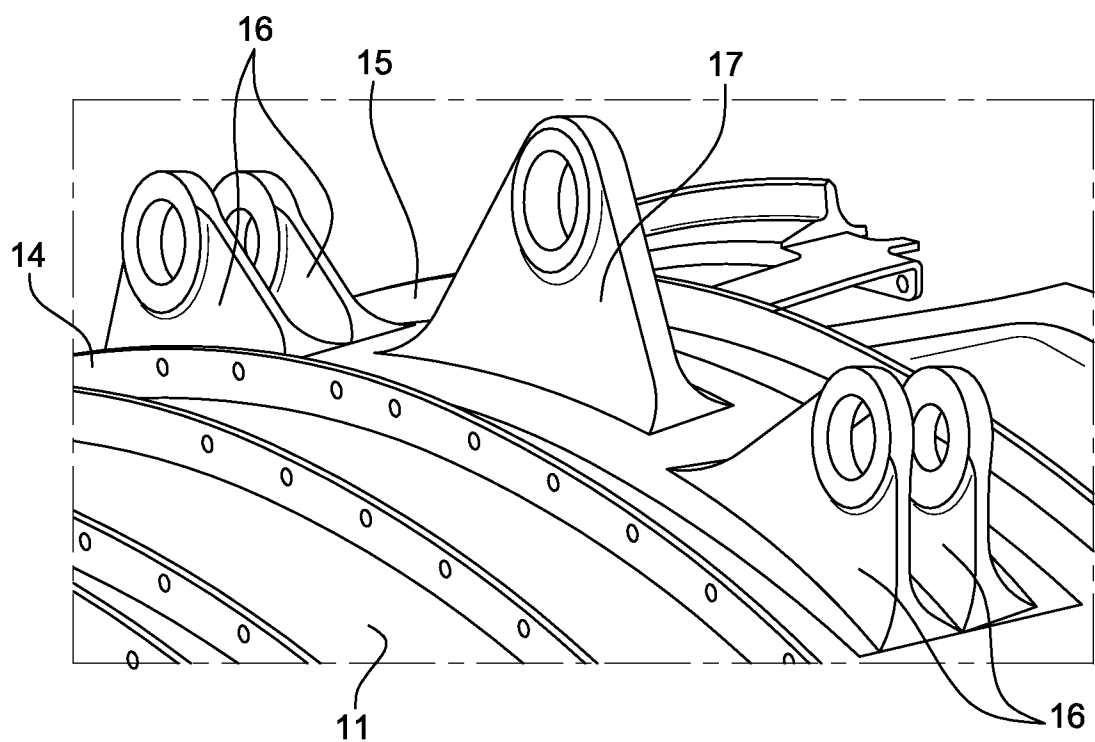


Fig. 3

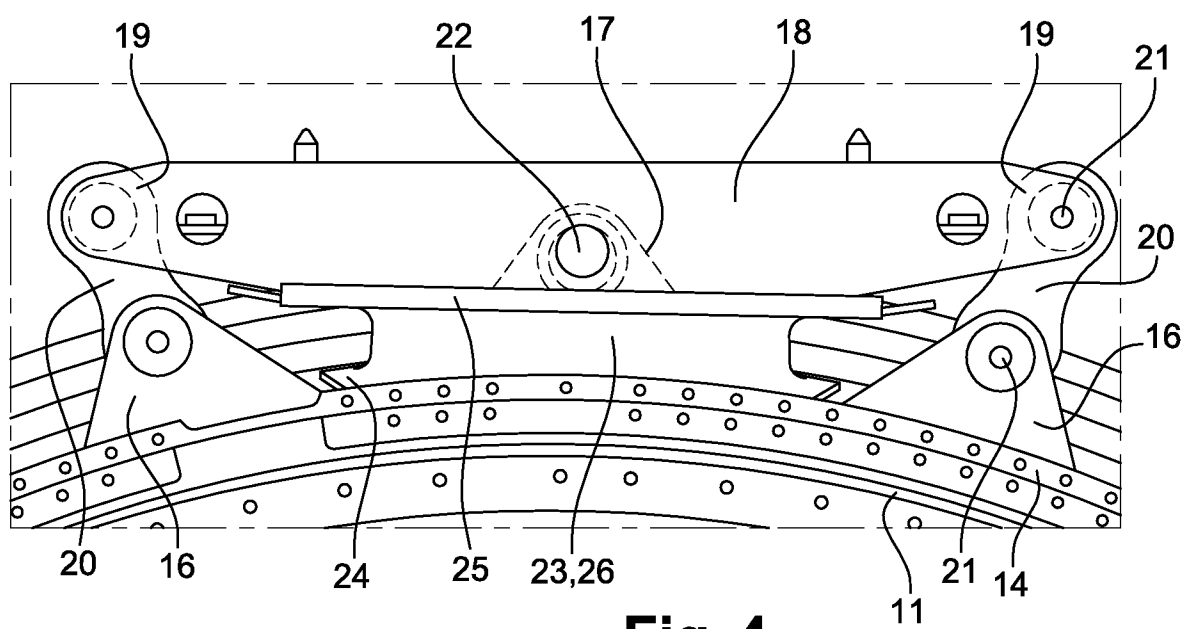


Fig. 4

3 / 6

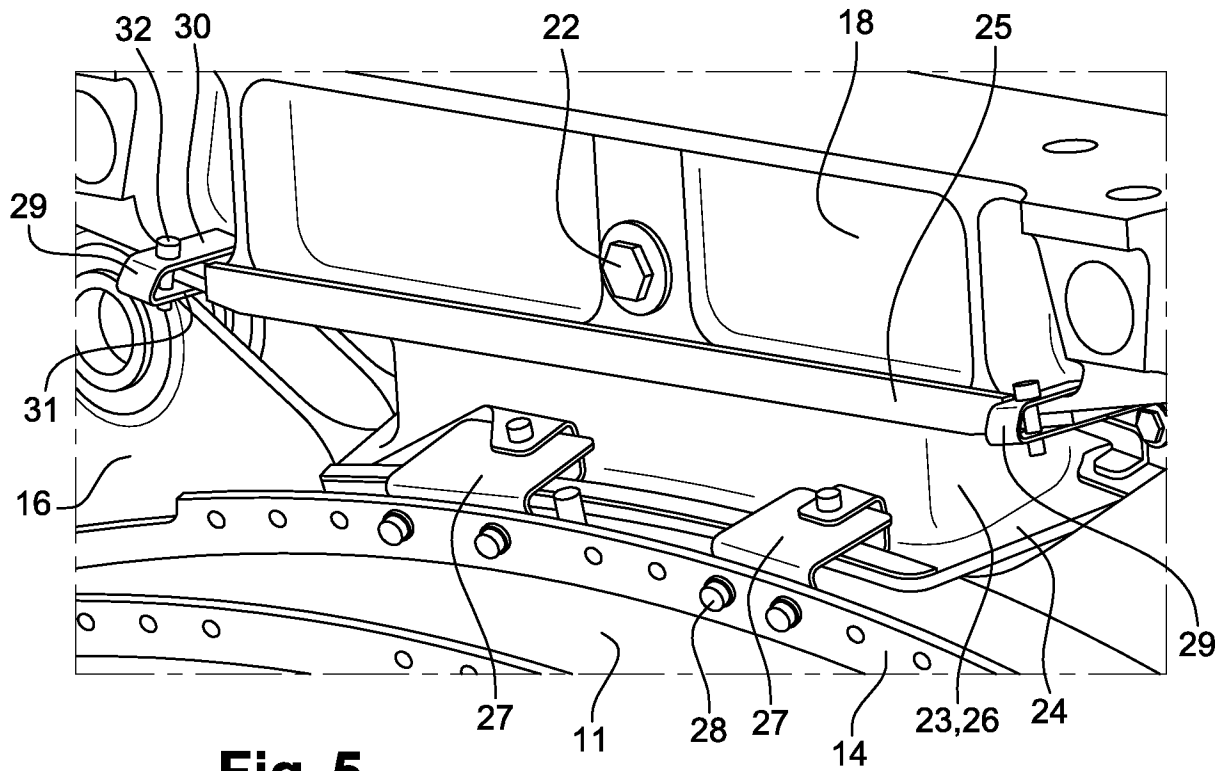


Fig. 5

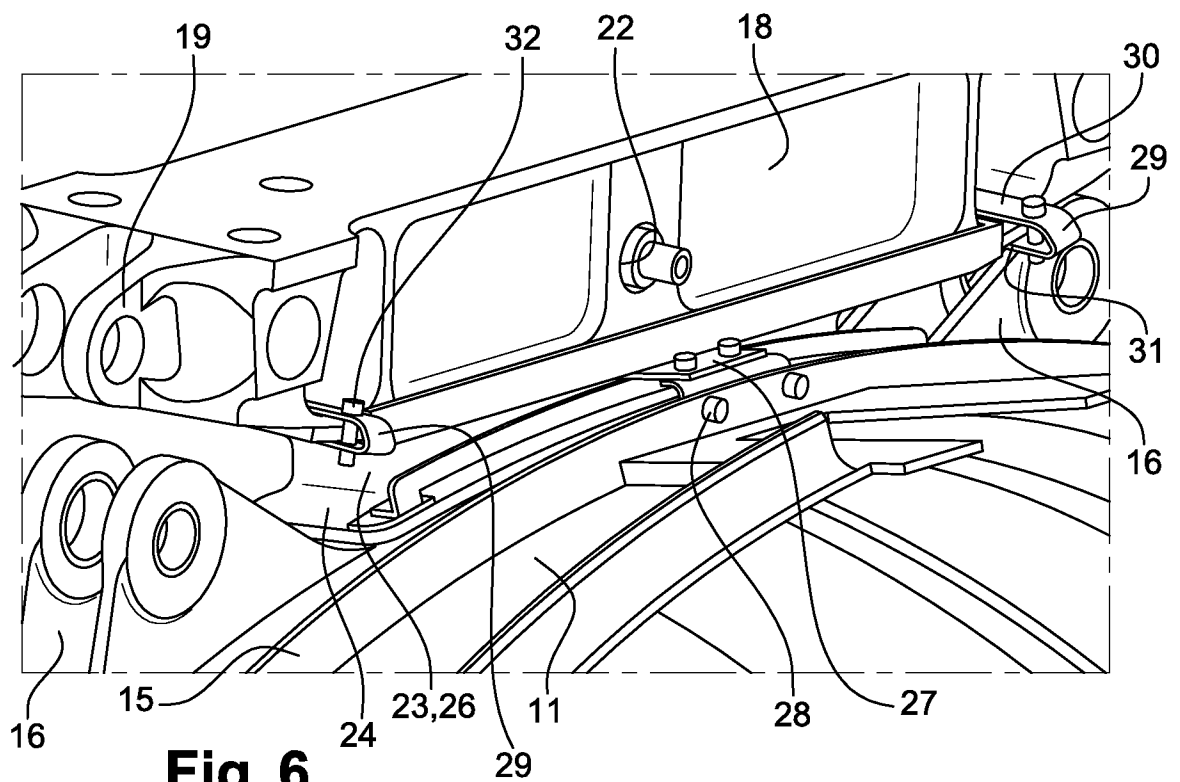


Fig. 6

4 / 6

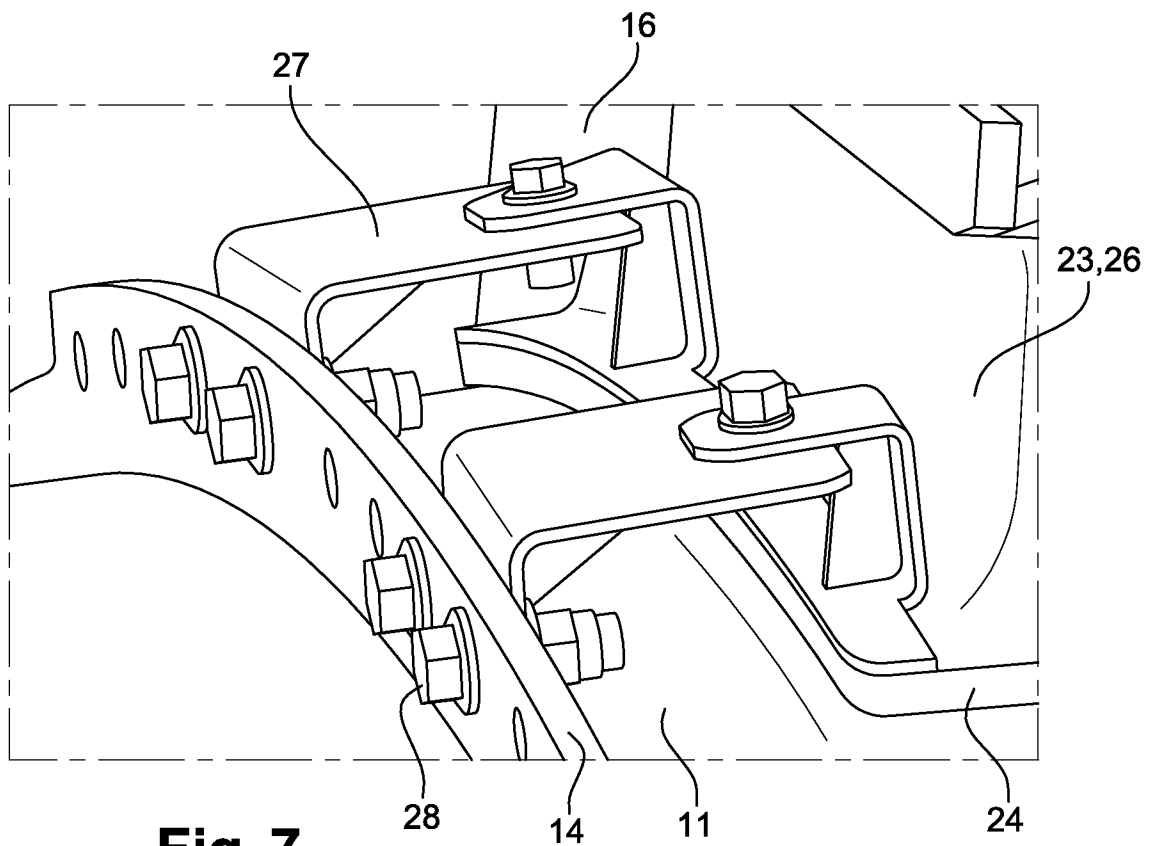


Fig. 7

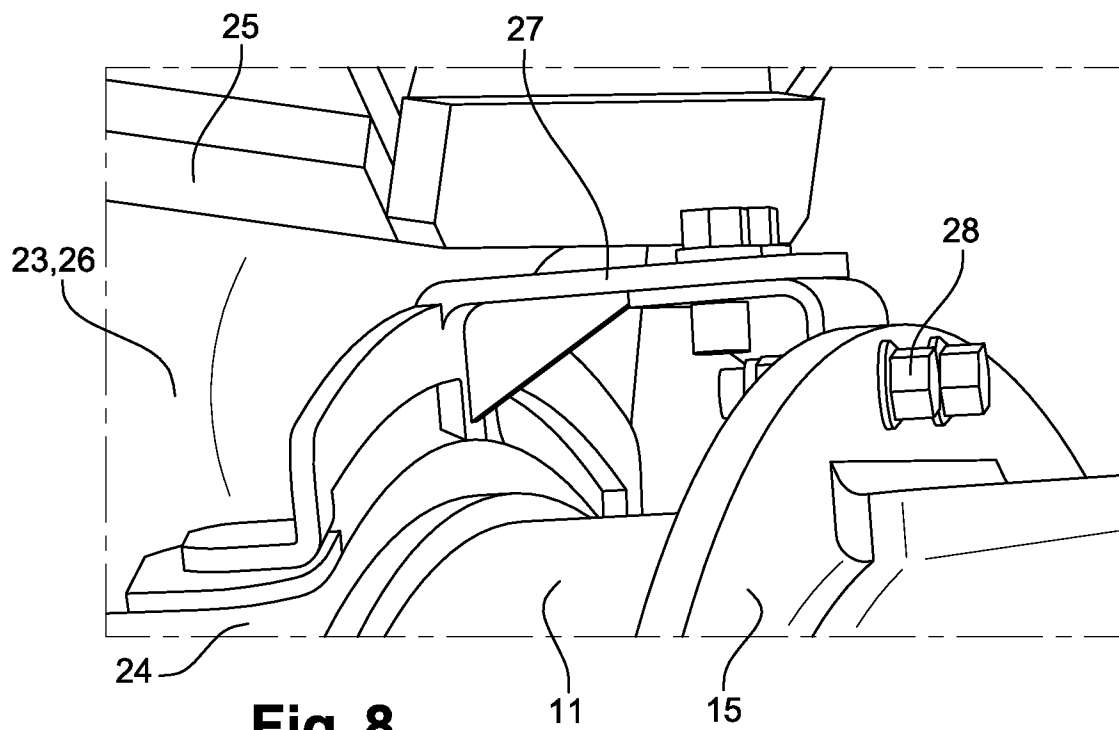
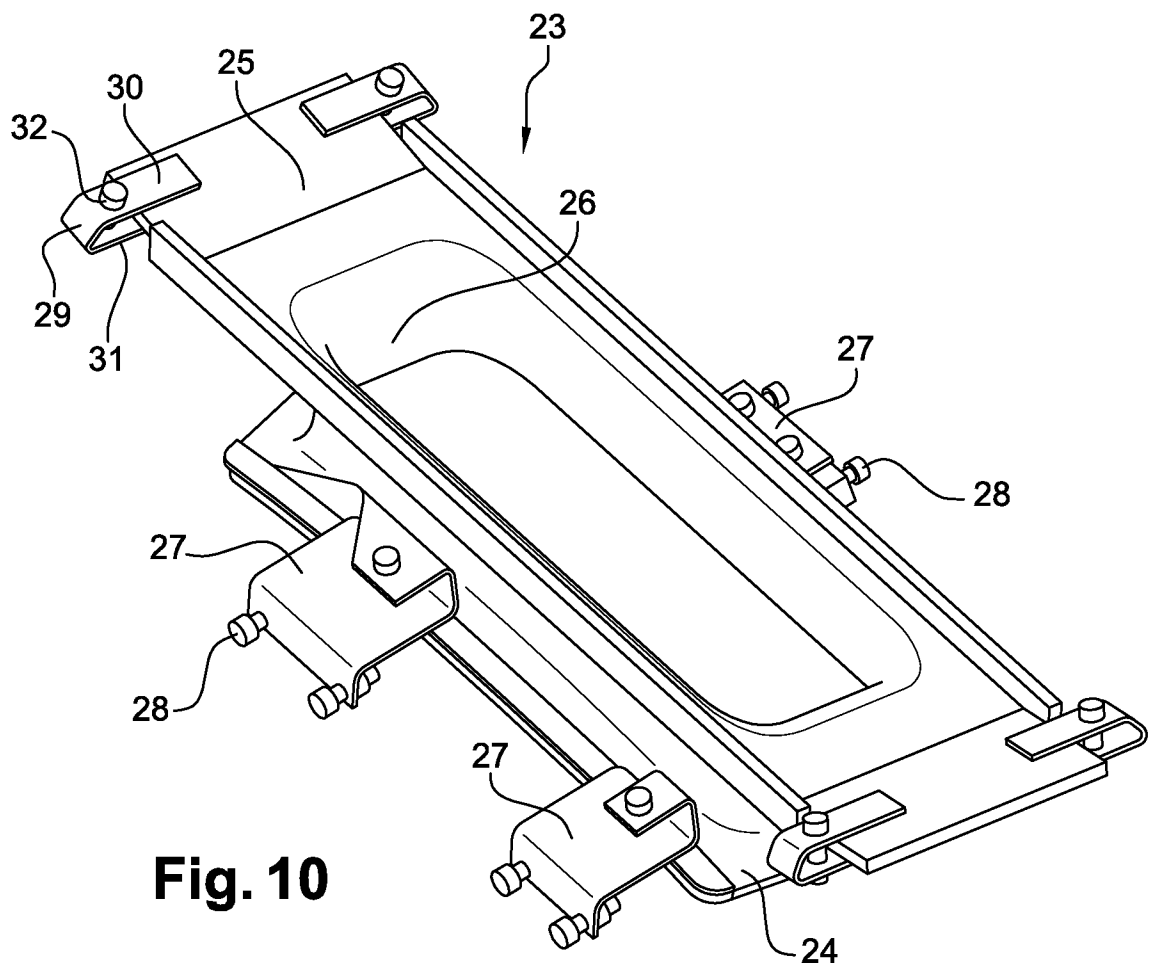
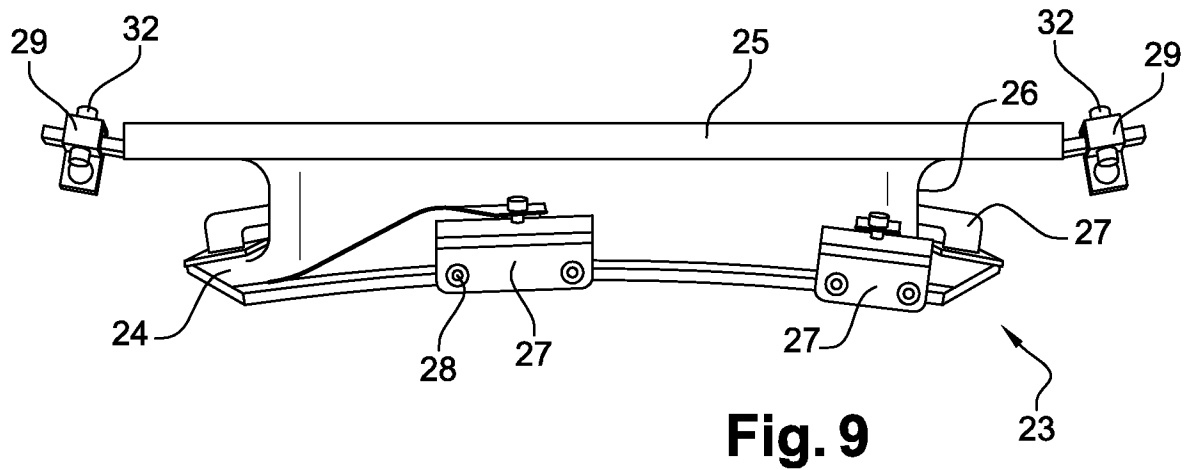


Fig. 8

5 / 6



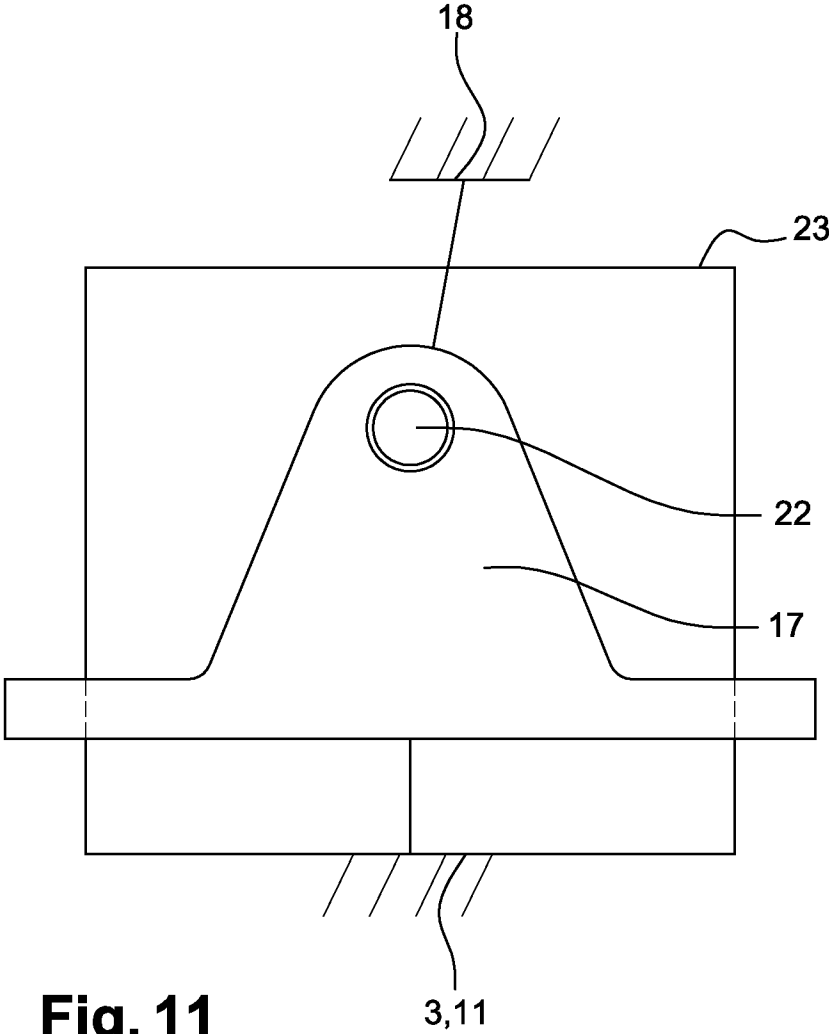


Fig. 11

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2015/052524

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F01D21/04 B64D27/26 F02C7/20 F02C7/25 F16L59/00
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)
F01D B64D F02C F16L A62C

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.
A	FR 2 996 823 A1 (SNECMA [FR]) 18 April 2014 (2014-04-18) page 4, line 11 - page 6, line 15 abstract; figures -----	1-6
A	FR 1 113 172 A (BRISTOL AEROPLANE CO LTD) 26 March 1956 (1956-03-26) page 1, left-hand column page 2, left-hand column - right-hand column figures -----	1,3-6
A	FR 2 952 614 A1 (SNECMA [FR]; MESSIER DOWTY SA [FR]) 20 May 2011 (2011-05-20) cited in the application page 7, line 25 - page 8, line 36 page 11, line 9 - page 12, line 8 figures ----- -/-	1,2



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

14 December 2015

Date of mailing of the international search report

22/12/2015

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

O'Shea, Gearóid

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2015/052524

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	FR 2 941 673 A1 (AIRCELLE SA [FR]) 6 August 2010 (2010-08-06) page 3, line 16 - page 4, line 11 page 5, line 8 - line 11 abstract; figures 1,2 -----	1,2
A	US 2003/111238 A1 (ANDERSON STEPHEN ARTHUR [CA]) 19 June 2003 (2003-06-19) paragraph [0004] paragraph [0010] paragraph [0022] - paragraph [0023] paragraph [0032] abstract; figures 1-3 -----	1
A	WO 2008/086513 A1 (FEDERAL MOGUL POWERTRAIN INC [US]; SELLIS TIMOTHY DAVID [US]; BURDY JO) 17 July 2008 (2008-07-17) paragraph [0018] - paragraph [0019] abstract; figures 1,2,3 -----	1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2015/052524

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
FR 2996823	A1	18-04-2014	FR 2996823 A1 18-04-2014
		GB 2510013 A 23-07-2014	
		US 2014102114 A1 17-04-2014	
FR 1113172	A	26-03-1956	FR 1113172 A 26-03-1956
		GB 759629 A 24-10-1956	
		US 2724948 A 29-11-1955	
FR 2952614	A1	20-05-2011	NONE
FR 2941673	A1	06-08-2010	CA 2751112 A1 12-08-2010
		CN 102282072 A 14-12-2011	
		EP 2393712 A1 14-12-2011	
		ES 2427772 T3 31-10-2013	
		FR 2941673 A1 06-08-2010	
		RU 2011136389 A 10-03-2013	
		US 2011284686 A1 24-11-2011	
		WO 2010089487 A1 12-08-2010	
US 2003111238	A1	19-06-2003	CA 2466547 A1 26-06-2003
		EP 1453575 A1 08-09-2004	
		US 2003111238 A1 19-06-2003	
		WO 03051462 A1 26-06-2003	
WO 2008086513	A1	17-07-2008	CN 101631938 A 20-01-2010
		EP 2111497 A1 28-10-2009	
		JP 2010515859 A 13-05-2010	
		KR 20090108631 A 15-10-2009	
		US 2008169038 A1 17-07-2008	
		WO 2008086513 A1 17-07-2008	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2015/052524

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F01D21/04 B64D27/26 F02C7/20 F02C7/25 F16L59/00 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) F01D B64D F02C F16L A62C		
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
A	FR 2 996 823 A1 (SNECMA [FR]) 18 avril 2014 (2014-04-18) page 4, ligne 11 - page 6, ligne 15 abrégé; figures -----	1-6
A	FR 1 113 172 A (BRISTOL AEROPLANE CO LTD) 26 mars 1956 (1956-03-26) page 1, colonne de gauche page 2, colonne de gauche - colonne de droite figures -----	1,3-6
A	FR 2 952 614 A1 (SNECMA [FR]; MESSIER DOWTY SA [FR]) 20 mai 2011 (2011-05-20) cité dans la demande page 7, ligne 25 - page 8, ligne 36 page 11, ligne 9 - page 12, ligne 8 figures ----- -/-	1,2
☒ 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 14 décembre 2015		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 22/12/2015
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 O'Shea, Gearóid

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	FR 2 941 673 A1 (AIRCELLE SA [FR]) 6 août 2010 (2010-08-06) page 3, ligne 16 - page 4, ligne 11 page 5, ligne 8 - ligne 11 abrégé; figures 1,2 -----	1,2
A	US 2003/111238 A1 (ANDERSON STEPHEN ARTHUR [CA]) 19 juin 2003 (2003-06-19) alinéa [0004] alinéa [0010] alinéa [0022] - alinéa [0023] alinéa [0032] abrégé; figures 1-3 -----	1
A	WO 2008/086513 A1 (FEDERAL MOGUL POWERTRAIN INC [US]; SELLIS TIMOTHY DAVID [US]; BURDY JO) 17 juillet 2008 (2008-07-17) alinéa [0018] - alinéa [0019] abrégé; figures 1,2,3 -----	1

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2015/052524

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2996823	A1	18-04-2014	FR 2996823 A1	18-04-2014
			GB 2510013 A	23-07-2014
			US 2014102114 A1	17-04-2014
FR 1113172	A	26-03-1956	FR 1113172 A	26-03-1956
			GB 759629 A	24-10-1956
			US 2724948 A	29-11-1955
FR 2952614	A1	20-05-2011	AUCUN	
FR 2941673	A1	06-08-2010	CA 2751112 A1	12-08-2010
			CN 102282072 A	14-12-2011
			EP 2393712 A1	14-12-2011
			ES 2427772 T3	31-10-2013
			FR 2941673 A1	06-08-2010
			RU 2011136389 A	10-03-2013
			US 2011284686 A1	24-11-2011
			WO 2010089487 A1	12-08-2010
US 2003111238	A1	19-06-2003	CA 2466547 A1	26-06-2003
			EP 1453575 A1	08-09-2004
			US 2003111238 A1	19-06-2003
			WO 03051462 A1	26-06-2003
WO 2008086513	A1	17-07-2008	CN 101631938 A	20-01-2010
			EP 2111497 A1	28-10-2009
			JP 2010515859 A	13-05-2010
			KR 20090108631 A	15-10-2009
			US 2008169038 A1	17-07-2008
			WO 2008086513 A1	17-07-2008