



(51) Classification internationale des brevets :
B64C 1/00 (2006.01) **B64C 1/06** (2006.01)
F16F 7/12 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2009/050235

(22) Date de dépôt international :
13 février 2009 (13.02.2009)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0850966 15 février 2008 (15.02.2008) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :
AIRBUS FRANCE [FR/FR]; 316, route de Bayonne,
F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) :
MILLIERE, Jérôme [FR/FR]; 3 impasse de Bouscarre,
F-31490 Leguevin (FR). **ANDISSAC, David** [FR/FR]; 5,
rue Jean Goujon, F-31500 Toulouse (FR). **RAULOT,**
Cécile [FR/FR]; 2 rue des Mines Apt 7 Bat A, F-31700
Blagnac (FR). **VINCENT, Olivier** [FR/FR]; 4 bis rue
Paul Verlaine, F-31700 Cornebarrieu (FR).

(74) Mandataire : **MAUPILIER, Didier**; Schmit-Chretien-
Snc, Parc de Basso Cambo, 4, Rue Paul Mesplé, F-31100
Toulouse (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, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ,
EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN,
HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR,
KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME,
MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO,
NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG,
SK, SL, SM, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA,
UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,
ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ,
TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE,
ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV,
MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR),
OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML,
MR, NE, SN, TD, TG).

Déclarations en vertu de la règle 4.17 :

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : ENERGY-ABSORBING STRUCTURAL ELEMENT MADE OF A COMPOSITE MATERIAL AND AIRCRAFT FUSELAGE HAVING SAID ABSORBER

(54) Titre : ELEMENT STRUCTURAL ABSORBEUR D'ENERGIE EN MATERIAU COMPOSITE ET FUSELAGE D'AERONEF MUNI D'UN TEL ABSORBEUR

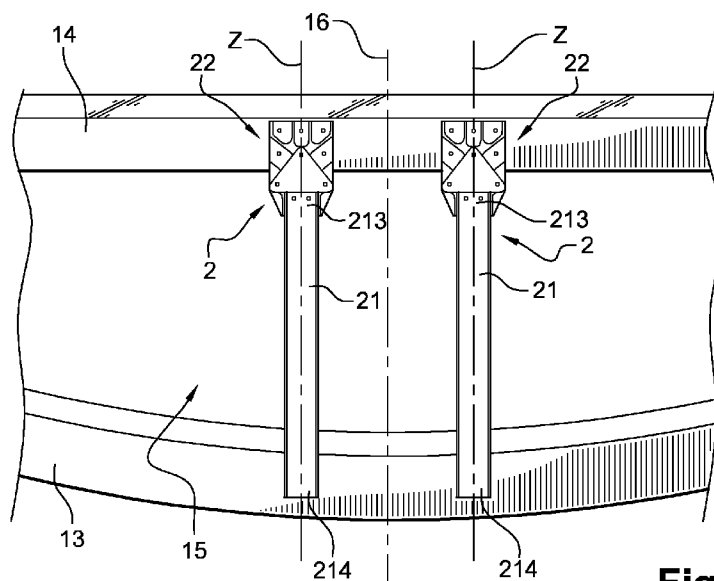


Fig. 2

(57) Abstract : The invention relates to an aircraft fuselage comprising at least one reinforcement frame (13), at least one crossbar (14) and at least one energy-absorbing structural element (2) that comprises a compression beam (21) having a longitudinal axis Z and oriented substantially in the direction of compression forces to be absorbed upon an impact, said compression beam being attached at a first end (213) thereof to the crossbar (14) and at a second end (214) thereof to the reinforcement frame (13). The compression beam (21) is attached at at least one of its ends (213, 214) via a shoulder bracket (22), wherein said shoulder bracket further has the function of cutting the compression beam (21) in case of an impact.

(57) Abrégé : L'invention concerne un élément structural (2) absorbeur d'énergie pour un fuselage d'aéronef comportant au moins un cadre de renfort (13) et au moins une traverse

[Suite sur la page suivante]



-
- *relative au droit du déposant de revendiquer la priorité de la demande antérieure (règle 4.17.iii)* — *avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h)*
- Publiée :**
- *avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))*

(14). L'élément structural (2) absorbeur d'énergie comporte une- poutre de compression (21), d'axe longitudinal Z, orientée sensiblement suivant une direction de forces de compression devant être absorbées lors d'un choc. L'adite poutre de compression est apte à être fixée à une première extrémité (213) à la traverse (14), et à une seconde extrémité (214) au cadre de renfort (13). La poutre de compression (21) est fixée à au moins une de ses extrémités (213, 214) par l'intermédiaire d'un gousset (22), ledit gousset assurant en outre une fonction de découpe de la poutre de compression (21) en cas de choc.

ELEMENT STRUCTURAL ABSORBEUR D'ENERGIE EN MATERIAU COMPOSITE ET FUSELAGE
D'AERONEF MUNI D'UN TEL ABSORBEUR

La présente invention est relative à une structure primaire d'aéronefs. Plus particulièrement, l'invention concerne une structure primaire d'aéronefs conçue pour absorber l'énergie dissipée lors d'un effort de compression brutal, en particulier lors d'un choc consécutif à un accident tel qu'un atterrissage ou
5 un amerrissage brutal sollicitant le fuselage selon son axe vertical (crash à composante verticale).

Le fuselage d'un aéronef comprend principalement une structure constituée d'un revêtement renforcé intérieurement par des cadres de renfort et des lisses. Les cadres de renforts sont positionnés suivant des sections du
10 fuselage sensiblement perpendiculaires à un axe longitudinal du fuselage et les lisses s'étendent essentiellement suivant l'axe longitudinal. Les cadres de renfort supportent des traverses, généralement droites et horizontales, dans un repère aéronef, sur lesquelles sont fixés des planchers.

Lors d'un crash à composante principale verticale, la partie inférieure du
15 fuselage est, en général, la première zone de l'aéronef soumise à des impacts et participe donc à l'absorption de l'énergie des impacts de manière essentielle.

La certification des aéronefs, en particulier des avions de transport civil, impose des critères de comportement du fuselage dans différentes situations de crash, afin d'améliorer les chances de survie des passagers en cas
20 d'accident.

Pour les aéronefs dont la structure du fuselage est réalisée à partir d'éléments structuraux (cadres de renfort, revêtement, lisses, traverses) en matériau métallique, une quantité importante de l'énergie de l'impact est absorbée par la déformation plastique des éléments de la structure métallique.
25 Il n'est en général pas nécessaire de prévoir des systèmes d'absorption d'énergie dédiés, la structure assurant de manière passive la fonction

d'absorption d'énergie du fait des caractéristiques intrinsèques des alliages métalliques mis en oeuvre et d'une conception adaptée.

La partie inférieure du fuselage est donc dessinée afin de répondre principalement aux sollicitations rencontrées lors de l'exploitation commerciale
5 normale de l'aéronef.

L'amélioration constante de la performance des aéronefs stimule aujourd'hui la réalisation de plus en plus fréquente d'éléments structuraux en matériaux composites pour la structure du fuselage de l'aéronef, en raison de l'allègement de masse que ces matériaux composites permettent d'obtenir pour
10 de telles structures.

Cependant, au contraire des éléments structuraux en matériaux métalliques qui disposent d'un important domaine de déformation plastique avant rupture, les matériaux composites n'ont pratiquement pas de domaine plastique avant rupture.

15 Une structure de fuselage (cadre de fuselage, peaux, lisses...), réalisée en matériau composite, se comporte donc très différemment d'une structure de fuselage en matériau métallique, vis à vis de l'absorption d'énergie et en fin de sollicitations, avant ou après une rupture, la structure en matériau composite va restituer une grande partie de l'énergie absorbée lors de la déformation
20 élastique.

Une solution connue consiste à insérer entre le plancher et les cadres inférieurs des éléments structuraux dont la constitution permet d'en déclencher la ruine sous une intensité de sollicitation prédéfinie supérieure à l'intensité de sollicitations nominales en service. Dans le cas où ces éléments structuraux
25 sont constitués de matériaux composites à renfort fibreux, la ruine intervient par décohésion ou délaminage du matériau. Ces éléments potentiellement absorbeur d'énergie sont liés aux traverses de plancher et aux cadres par des fixations de type rivet.

Vis à vis des sollicitations nominales, les éléments structuraux agissent
30 comme des raidisseurs. En cas de sur-sollicitation, par exemple lors d'un accident, lesdits éléments structuraux se déclenchent et s'effondrent. Ce

phénomène étant irréversible, celui-ci dissipe de l'énergie. Il s'effectue, du reste, à effort sensiblement constant excepté lors de l'initiation et en fin de course lorsque le plancher fini par heurter la partie inférieure du fuselage.

Cependant, ce phénomène progressif de destruction du matériau de la poutre, qui permet en théorie l'effondrement progressif de l'absorbeur d'énergie sur lui-même est difficilement maîtrisable et prédictible, même dans des conditions de laboratoire.

D'autre part, lors du cisaillement ou de l'arrachement des fixations en cas d'effort sur la poutre suite au scénario de crash, ladite poutre, au lieu d'assurer sa fonction d'absorbeur d'énergie, si la destruction du matériau est mal initiée, se retrouve libre et peut se comporter comme un béliet et endommager prématurément d'autres structures, comme par exemple le plancher. Une telle solution n'est donc pas satisfaisante car non adaptée à une exigence de tenue à un crash à composante principale verticale.

La mise en oeuvre d'éléments au niveau de structures primaires d'aéronefs qui permet de concilier l'utilisation d'éléments structuraux (cadres de renforts, revêtement, lisses,...) en matériau composite pour les structures primaires et les exigences de tenue à un crash, en particulier vertical, en absorbant l'énergie est donc indispensable pour améliorer les chances de survie des passagers dans les aéronefs.

Une structure primaire d'un fuselage d'aéronef comporte :

- un revêtement, comportant des lisses pour le stabiliser,
- au moins un cadre de renfort,
- au moins une traverse fixée sur ledit au moins un cadre de renfort,
- au moins un élément structural de forme allongé, dit élément structural absorbeur d'énergie, comportant une poutre de compression, de préférence en matériau composite, d'axe longitudinal Z, orientée sensiblement suivant une direction de forces de compression devant être absorbées lors d'un choc, ladite poutre de compression étant fixée à une première extrémité à la traverse, et à une seconde extrémité au cadre de renfort.

Suivant l'invention, la poutre de compression du au moins un élément structural absorbeur d'énergie est fixée à au moins une de ses extrémités par l'intermédiaire d'un gousset, ledit gousset comportant :

- 5 – des moyens de guidage de la poutre sensiblement suivant son axe longitudinal Z,
- un élément coupant de découpage de la poutre de compression en au moins deux lamelles, suivant la direction de l'axe longitudinal Z,
- une gorge de dégagement pour chaque lamelle.

La poutre de compression comporte une âme et deux semelles
10 présentant, sur une certaine longueur de son extrémité située du côté du gousset, une section droite, dans un plan normal à l'axe longitudinal Z, en forme de U, et est fixée au gousset par des fixations de reprise d'efforts limites, aptes à reprendre les efforts auxquelles est soumis l'élément structural absorbeur d'énergie en dehors du cas de choc.

15 Dans un mode de réalisation du gousset, ledit gousset comporte un élément coupant comportant une lame orientée vers l'âme de la poutre de compression et deux gorges de dégagement situées de part et d'autre de la lame.

 Dans un mode amélioré de réalisation du gousset, ledit gousset
20 comporte un élément coupant comportant deux lames orientées vers l'âme de la poutre, et trois gorges de dégagement, deux gorges de dégagement voisines étant séparées entre elles par une lame.

 De préférence, la poutre de compression est réalisée par un empilement de plis, chaque pli étant réalisé par des fibres continues
25 maintenues par une résine. Ladite poutre comporte des plis orientés sensiblement suivant l'axe longitudinal Z caractérisant principalement la résistance longitudinale de la poutre de compression et des plis inclinés par rapport à la direction de l'axe longitudinal Z déterminant principalement la résistance au découpage de la poutre de compression par l'élément coupant
30 lors d'un choc.

 De préférence, pour favoriser l'amorçage de la découpe de l'âme de la

poutre de compression, ladite poutre de compression comporte, au niveau de sa première extrémité, une encoche d'amorçage en vis à vis de chaque lame, lorsque la poutre de compression est fixée au gousset.

Dans un mode de réalisation, le gousset est réalisé dans un matériau
5 métallique, au moins en partie.

L'invention est également relative à un élément structural absorbeur d'énergie, destiné à reprendre des efforts de compression entre deux pièces structurales d'un fuselage d'aéronef, comportant une poutre de compression en matériau composite, d'axe longitudinal Z, orientée sensiblement suivant une
10 direction de forces de compression devant être absorbées lors d'un choc, caractérisé en ce que ledit au moins un élément structural absorbeur d'énergie comporte au moins un gousset, fixé à au moins une des extrémités de la poutre de compression et destiné à transmettre les efforts de compression à la pièce structurale à laquelle ledit gousset est fixé, ledit gousset comportant :

- 15 – des moyens de guidage de la poutre sensiblement suivant son axe longitudinal Z,
- un élément coupant de découpage de la poutre de compression en au moins deux lamelles, suivant la direction de l'axe longitudinal Z,
- une gorge de dégagement pour chaque lamelle.

20 Dans un mode de réalisation, un gousset est fixé à chaque extrémité de la poutre de compression.

La description détaillée de l'invention est faite en référence aux figures qui représentent :

Figure 1, une vue en perspective, représentant schématiquement une
25 partie inférieure d'un tronçon d'une structure primaire d'un fuselage d'aéronef comportant quatre éléments structuraux absorbeurs d'énergie sous un plancher réalisés conformément à l'invention,

Figure 2, une vue de face de deux éléments structuraux absorbeurs d'énergie d'un fuselage conforme à l'invention,

30 Figure 3, une vue en perspective d'un élément structural absorbeur d'énergie suivant un mode de réalisation, et comportant une poutre de

compression,

Figure 4, une vue en perspective d'un élément structural absorbeur d'énergie, suivant un mode de réalisation, comportant une poutre de compression et une pièce de maintien de ladite poutre,

5 Figure 5, une vue de face d'un élément structural absorbeur d'énergie, suivant un mode amélioré de réalisation,

Figure 6, une illustration de l'évacuation des lamelles de la poutre de compression suivant un mode de réalisation,

Figure 7a, 7b, des illustrations de l'évacuation des lamelles de la poutre
10 de compression suivant le mode amélioré de réalisation.

Une structure primaire d'un fuselage d'aéronef comporte, comme illustré sur la figure 1, une ossature 1, sensiblement cylindrique, sur laquelle est fixée un revêtement 11 renforcé par des lisses 12 s'étendant sensiblement suivant un axe longitudinal de la structure primaire du fuselage de l'aéronef.

15 L'ossature 1 de la structure primaire du fuselage d'aéronef est formée principalement de cadres de renfort 13. Lesdits cadres de renfort sont positionnés suivant des sections du fuselage sensiblement perpendiculaires à l'axe longitudinal du fuselage et sont régulièrement répartis sur toute la longueur du fuselage d'aéronef. Chacun d'entre eux présente une forme qui
20 correspond sensiblement à la section locale du fuselage, le plus souvent circulaire, au moins localement, comme dans l'exemple de la figure 1.

Sur chaque cadre de renfort 13 est fixé une traverse 14. Les traverses 14 sont avantageusement droites et horizontales, dans un repère aéronef, de sorte à pouvoir supporter un plancher (non représenté), tel que le plancher
25 d'une soute de chargement ou d'une cabine de passagers.

En outre, l'ossature 1 comporte, dans une partie inférieure 15 de la structure primaire du fuselage d'aéronef située entre les traverses 14 et les cadres de renfort 13, au moins un élément structural 2 absorbeur d'énergie. Dans l'exemple de réalisation illustré sur la figure 2, deux éléments structuraux
30 2 absorbeurs d'énergie sont représentés. Chaque élément structural 2 absorbeur d'énergie comporte :

- une poutre de compression 21,
- au moins un gousset 22.

La poutre de compression 21 est reliée, d'une part en une première extrémité 213 à une traverse 14 et d'autre part en une seconde extrémité 214, opposée à ladite première extrémité, à un cadre de renfort 13.

La poutre de compression est fixée, à au moins une de ses deux extrémités 213, 214, au moyen d'un gousset 22.

Pour chaque ensemble traverse-cadre de renfort, les poutres de compression 21 ont un axe longitudinal Z orienté sensiblement suivant la direction des forces de compression devant être absorbées lors d'un choc, par exemple sensiblement vertical sous un plancher, et le ou les éléments structuraux absorbeurs d'énergie sont agencés sensiblement symétriquement par rapport à un plan longitudinal vertical de symétrie 16 du fuselage d'aéronef.

Dans l'exemple de réalisation illustré par la figure 1, pour un ensemble traverse-cadre de renfort, quatre éléments structuraux 2 absorbeurs d'énergie sont positionnés symétriquement deux à deux par rapport au plan longitudinal vertical de symétrie 16 de la structure primaire du fuselage d'aéronef, sans que ce choix soit limitatif de l'invention.

Le rôle de l'élément structural 2 absorbeur d'énergie est double. D'une part, l'élément structural 2 absorbeur d'énergie assure une fonction de transfert d'efforts entre la traverse 14 et le cadre de renfort 13, lorsque la structure du fuselage est soumise aux efforts normaux correspondant à des sollicitations rencontrées pendant l'exploitation normale de l'aéronef, majorées de facteurs de sécurité. D'autre part, l'élément structural 2 absorbeur d'énergie assure, grâce aux éléments qui le compose, la destruction de la poutre 21, de façon progressive, lorsque ladite poutre est soumise à un effort de compression appliqué dans le sens de sa longueur, c'est à dire dans l'exemple illustré sensiblement verticalement, correspondant aux efforts rencontrés lors de cas de crash. La destruction progressive de la poutre de compression 21 a pour effet d'absorber une partie de l'énergie générée lors de l'impact.

Le gousset 22 assure en outre une fonction de découpe de la poutre de

compression 21.

Le gousset 22 comporte, comme illustré sur la figure 3 :

- des moyens de guidage 223, apte à guider en translation la poutre de compression 21 sensiblement suivant la direction de son axe longitudinal Z, lorsqu'un effort de compression suffisant est appliqué à la poutre,
- un élément coupant 224, agencé pour découper, suivant la direction de l'axe longitudinal Z, la poutre 21 en lamelles lorsque ladite poutre est guidée en translation dans les moyens de guidage 223,
- au moins une gorge de dégagement 225, agencée pour évacuer les lamelles découpées de la poutre.

Dans un mode de réalisation d'un élément structural 2 absorbeur d'énergie, la poutre 21 présente, au moins sur une certaine longueur de son extrémité située du côté du gousset, une section droite dans un plan normal à l'axe longitudinal Z en forme de U et comporte une âme 211 de largeur **L** et deux semelles 212 de hauteur **h**. Dans l'exemple illustré sur les figures 3 et 4, la poutre présente sur toute la longueur, une section droite dans un plan normal à l'axe longitudinal Z en forme de U.

Le gousset 22 a sensiblement la forme d'une plaque. Ledit gousset comporte :

- les moyens de guidage 223,
- l'élément coupant 224,
- deux gorges de dégagement 225.

La première extrémité 213 de la poutre 21 est fixée, par exemple au niveau de son âme 211, au gousset 22 par des fixations, dites fixations travaillantes 215, de reprise d'efforts limites auxquelles est soumis l'élément structural 2 absorbeur d'énergie en dehors d'un cas de choc.

Dans un exemple de réalisation, le gousset 22 est fixé sur la traverse 14 ou le cadre de renfort 13 au moyen de fixations 226.

La seconde extrémité 214 de la poutre 21 est fixée sur le cadre de renfort 13. La seconde extrémité peut être assemblée par des moyens

conventionnels ou de la même façon que sur la traverse 14, au moyen du gousset 22.

Mais de préférence, le gousset 22 est mis en oeuvre sur la traverse 14 afin d'éviter une éventuelle destruction dudit gousset, et principalement de l'élément coupant 224, sur le cadre de renfort 13 lors d'un impact dans la partie inférieure du fuselage.

Dans un autre exemple de réalisation, le gousset 22 est mis en oeuvre de part et d'autre des extrémités de la poutre sur la traverse 14 et sur le cadre de renfort 13.

10 Dans un mode préféré de réalisation, la poutre 21 est réalisée dans un matériau composite et est constituée par un empilement de plis. Chaque pli est réalisé par des fibres continues maintenues par une résine.

Dans un exemple de réalisation, les plis sont unidirectionnels, tissés ou tressés.

15 L'empilement des plis comporte :

- d'une part, des plis pour assurer essentiellement le transfert des efforts en fonctionnement nominal, sans opposer une résistance importante lors de la déchirure de l'âme 211, tels que par exemple des plis à 0° , c'est à dire orientés dans l'axe longitudinal de la poutre,
- 20 – d'autre part, des plis, inclinés par rapport à l'axe longitudinal, qui, d'une part assurent une partie du transfert des efforts en fonctionnement nominal, et d'autre part, déterminent la résistance au découpage de la poutre de compression 21 par l'élément coupant 224 lors d'un choc, tels que par exemple des plis à $\pm 45^\circ$ et 90° , c'est à dire orientés à $\pm 45^\circ$ et 90° par rapport à l'axe longitudinal de la poutre.

Dans un exemple de réalisation, la poutre 21 est réalisée par un empilement de quatorze plis, du type 6/3/3/2 : 6 plis à 0° , 3 plis à 45° , 3 plis à -45° et 2 plis à 90° .

Dans un autre mode de réalisation, la poutre 21 est réalisée dans un

matériau métallique.

Dans une forme de réalisation, la poutre 21 est de section constante.

Dans une autre forme de réalisation, la poutre 21 est de section et d'épaisseur constante.

- 5 Dans une autre forme de réalisation, la poutre 21 présente, à l'extrémité située du côté du gousset 22 et sur une certaine longueur, une section de dimension sensiblement inférieure à celle d'une section sur la longueur restante de la poutre 21.

- De préférence, la poutre 21 comporte, en vis à vis de l'élément coupant 10 224, une encoche 217 pour favoriser l'amorçage de la découpe de l'âme 211 de la poutre 21. De préférence, l'encoche 217 est positionnée sensiblement à mi-largeur de l'âme.

- Les moyens de guidage 223 sont positionnés contre des faces 15 extérieures 216 de chaque semelle 212 de la poutre 21 de sorte à guider ladite poutre suivant son axe longitudinal.

De préférence, les moyens de guidage ont une profondeur **H** sensiblement inférieure à la hauteur **h** des semelles 212 de la poutre 21, afin de permettre la mise en place de la pièce de maintien 23, en tenant compte des tolérances de réalisation.

- 20 L'élément coupant 224 comporte une lame 227 pourvue d'une arête tranchante orientée vers la poutre de compression 21, positionnée face à l'encoche 217 de la poutre de compression 21, lorsque ladite poutre de compression comporte une telle encoche, et de préférence positionnée sensiblement à mi largeur de l'âme. La lame présente de préférence une forme 25 sensiblement en V au niveau de l'arête tranchante. La lame 227 a une longueur au moins égale à une épaisseur maximale de l'âme 211 de la poutre de compression 21. Par exemple, la longueur de la lame 227 est sensiblement égale à la hauteur **h** des semelles 212 de la poutre de compression 21.

- Les deux gorges de dégagement 225 sont situées de part et d'autre de 30 la lame 227 et permettent d'évacuer les lamelles comportant chacune une semelle 212 de la poutre de compression 21 et une partie de l'âme restant

solidarisée à chaque semelle, de part et d'autre du gousset 22, afin d'éviter un contact dur entre autre avec la traverse 14 qui pourrait perturber la dynamique de destruction de la poutre de compression.

Avantageusement, une pièce de maintien 23 est fixée sur le gousset 22
5 pour maintenir la poutre de compression 21 dans les moyens de guidage 223 dudit gousset et permettre de garantir que l'âme 211 de la poutre de compression 21 est maintenue en vis à vis de la lame 227 lors de la compression de la poutre. Par exemple, lorsque les épaisseurs de l'élément coupant 224 et des moyens de guidage 223 sont sensiblement égales à la
10 hauteur h des semelles 212, la pièce de maintien 23 est fixée au gousset 22 au niveau desdits moyens de guidage et dudit élément coupant.

Dans un mode amélioré du gousset 22, comme illustré sur la figure 5, ledit gousset comporte :

- les moyens de guidage 223,
- 15 - l'élément coupant 224, comportant deux lames 227,
- trois gorges de dégagement 225.

Les moyens de guidage 223 sont positionnés contre les faces extérieures 216 de chaque semelle 212 de la poutre de compression 21 de sorte à guider ladite poutre de compression suivant l'axe longitudinal Z.

20 L'élément coupant 224 comporte deux lames 227 pourvues chacune d'une arête tranchante orientée vers la poutre de compression, distantes l'une de l'autre d'au plus la largeur L de l'âme 211 de la poutre de compression 21, et par exemple positionnées sensiblement à proximité de chaque semelle 212 de la poutre 21.

25 De préférence, la poutre de compression 21 comporte, en vis à vis de chaque lame 227, une encoche 217 pour favoriser l'amorçage de la découpe de l'âme 211 de la poutre de compression 21.

Deux gorges de dégagement 225 permettent d'évacuer les lamelles comportant chacune une semelle 212 de la poutre de compression 21 et une
30 partie de l'âme restant solidarisée à chaque semelle, de part et d'autre du gousset 22, afin d'éviter un contact dur entre autre avec la traverse 14 qui

pourrait perturber la dynamique de destruction de la poutre de compression 21.

La troisième gorge de dégagement 225, située entre les deux lames 227 de l'élément coupant 224, permet d'évacuer la lamelle comportant la partie restante de l'âme 21 de la poutre de compression par l'avant.

- 5 Avantageusement, une pièce de maintien 23 est fixée sur le gousset 22 pour maintenir la poutre de compression 21 dans les moyens de guidage 223 dudit gousset et permettre de garantir que l'âme 211 de la poutre de compression 21 est maintenue en vis à vis des lames 227 lors de la compression de ladite poutre. Par exemple, la pièce de maintien 23 est fixée au
- 10 gousset 22 au niveau desdits moyens de guidage de sorte à permettre le dégagement de la lamelle comportant la partie restante de l'âme 211 de la poutre de compression 21 par la troisième gorge de dégagement 225.

De préférence, les éléments coupants 224 sont sensiblement identiques pour tous les éléments structuraux 2 absorbeur d'énergie.

- 15 Dans un mode de réalisation, le gousset 22 est réalisé dans un matériau métallique, avantageusement en aluminium, en alliage d'aluminium ou en alliage d'acier afin de ne pas générer une pénalité de masse significative sur la structure primaire du fuselage.

- 20 Dans un mode préféré de réalisation, le gousset 22 est réalisé dans un matériau composite à renfort fibreux sous forme de fibres longues coupées, d'une longueur de l'ordre de 50mm, par exemple en fibres de carbone.

Dans une forme de réalisation, les moyens de guidage 223, les gorges de dégagement 225, l'élément coupant 224 et la au moins une lame sont réalisés par usinage ou par moulage.

- 25 Dans une forme améliorée de réalisation, le gousset est réalisé dans un matériau composite à renfort fibreux, à base de fibres courtes, par exemple en carbone et sont réalisés, par exemple, à partir d'un procédé de matriçage. L'arête tranchante de la au moins une lame 227 de l'élément coupant 224 est un élément ajouté, de préférence co-moulée avec le gousset, et de préférence
- 30 réalisé en matériau métallique, avantageusement en alliage de titane, afin d'assurer une longévité de la coupe.

De préférence, la lame présente, au niveau de l'arête tranchante, un angle α (figure 7b), dit angle de lame, compris entre 30° et 45°, par exemple 37°.

Une valeur de déclenchement de l'élément structural absorbeur d'énergie est déterminée à partir du calcul d'une valeur de rupture des fixations travaillantes.

En fonctionnement nominal, c'est à dire lorsque les charges sont inférieures ou égales à des charges normales susceptibles d'être rencontrées en exploitation commerciale, majorées des facteurs de sécurité associés, chaque élément structural 2 absorbeur d'énergie assure une fonction de transfert d'effort entre une traverse 14 et un cadre de renfort 13.

En cas de crash, une augmentation de l'effort sur la poutre de compression 21 suivant l'axe vertical est générée. Deux cas de déclenchement de l'élément structural 2 absorbeur d'énergie sont alors possibles, suite à cette augmentation :

- un premier cas correspondant à une rupture des fixations en cisaillement, qui permet à l'élément structural 2 absorbeur d'énergie de se déclencher.

La poutre de compression 21 se déplace alors suivant son axe longitudinal Z, qui est sensiblement le déplacement imposé par les efforts de compression, l'âme 211 de la poutre de compression 21 étant déchirée par l'élément coupant 224.

- un deuxième cas correspondant à une rupture de la poutre de compression 21 en matage dans la zone des fixations, qui permet à l'élément structural 2 absorbeur d'énergie de se déclencher.

La poutre de compression 21 se déplace alors suivant son axe longitudinal Z, qui est sensiblement le déplacement imposé par les efforts de compression, l'âme 211 de la poutre de compression 21 étant déchirée en matage par les fixations travaillantes.

Dans ce deuxième cas de déclenchement, l'élément coupant 224 découpe l'âme 211 de la poutre de compression 21 en complément de la

déchirure en matage générée par les fixations.

De plus, avantageusement, l'élément coupant 224 a également une fonction, dite « fail safe » dans le cas d'une rupture prématurée des fixations travaillantes en cisaillement qui n'assureraient plus dans ce cas leur fonction de
5 déchirure en matage de la poutre de compression 21.

Dans le premier mode de réalisation, les lamelles comportant chacune une semelle 212 de la poutre de compression 21 et une partie de l'âme restant solidarisée à chaque semelle, sont guidées de part et d'autre de la lame 227 de l'élément coupant 224 par les deux gorges de dégagement 225, comme illustré
10 sur la figure 6.

Dans le mode amélioré de réalisation, les lamelles comportant chacune une semelle 212 de la poutre de compression 21 et la partie restante de l'âme restant solidarisée à chaque semelle sont guidées par deux gorges de dégagement 225, et la lamelle comportant l'âme 21 de la poutre de
15 compression 21 est guidée par la troisième gorge de dégagement 225, située entre les deux lames 227 de l'élément coupant 224, comme illustré sur les figures 7a et 7b.

La destruction progressive de la poutre de compression sur sa longueur permet ainsi de dissiper l'énergie générée lors de l'impact.

REVENDICATIONS

1- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef comportant :

- un revêtement (11),
- au moins un cadre de renfort (13),
- au moins une traverse (14) fixée sur ledit au moins un cadre de renfort (13),
- au moins un élément structural (2) de forme allongé, dit élément structural absorbeur d'énergie, comportant une poutre de compression (21) d'axe longitudinal Z en matériau composite, ledit matériau comportant des plis de fibres continues maintenues par une résine, ladite poutre de compression, dont l'axe est orienté sensiblement suivant une direction de forces de compression devant être absorbées lors d'un choc, étant fixée à une première extrémité (213) à la traverse (14), et à une seconde extrémité (214) au cadre de renfort (13), caractérisé en ce que la poutre de compression (21) du au moins un élément structural (2) absorbeur d'énergie est fixée à au moins une de ses extrémités (213, 214) par l'intermédiaire d'un gousset (22), ledit gousset comportant :
 - des moyens de guidage (223) de la poutre (21) sensiblement suivant son axe longitudinal Z,
 - un élément coupant (224) de découpage de la poutre de compression (21) en au moins deux lamelles, suivant la direction de l'axe longitudinal Z,
 - une gorge de dégagement (225) pour chaque lamelle.

2- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef suivant la revendication 1 dans laquelle la poutre de compression (21) comporte une âme (211) et deux semelles (212), présentant, au moins sur une certaine longueur de son extrémité située du côté du gousset (22), une section droite, dans un plan normal à l'axe longitudinal Z, en forme de U, ladite poutre étant fixée au

gousset (22) par des fixations de reprise d'efforts limites auxquelles est soumis l'élément structural (2) absorbeur d'énergie en dehors d'un cas de choc.

- 3- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef suivant la revendication 2 dans laquelle le gousset (22) comporte un élément coupant (224) comportant une lame (227) orientée vers l'âme (211) de la poutre de compression (21) et deux gorges de dégagement (225) situées de part et d'autre de la lame (227).
- 4- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef suivant la revendication 2 dans laquelle le gousset (22) comporte un élément coupant (224) comportant deux lames (227) orientées vers l'âme (211) de la poutre (21), et trois gorges de dégagement (225), deux gorges de dégagement voisines étant séparées entre elles par une lame (227).
- 5- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef suivant l'une des revendications précédentes dans laquelle la poutre de compression (21) comporte des plis orientés sensiblement suivant l'axe longitudinal Z caractérisant principalement la résistance longitudinale de la poutre de compression et des plis inclinés par rapport à la direction de l'axe longitudinal Z déterminant principalement la résistance au découpage de la poutre de compression (21) par l'élément coupant (224) lors d'un choc.
- 6- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef suivant l'une des revendications précédentes dans laquelle la poutre de compression (21) comporte, au niveau de la première extrémité (213), une encoche d'amorçage (217) en vis à vis de chaque lame (227) lorsque la poutre de compression (21) est fixée au gousset (22).
- 7- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef suivant l'une des revendications précédentes dans laquelle le gousset (22) est en matériau métallique, au moins en partie.
- 8- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef suivant l'une des revendications précédentes dans laquelle l'élément structural absorbeur d'énergie (2) assure une transmission des efforts normaux, entre la traverse (14) et le

cadre de renfort (13), correspondants à des sollicitations rencontrées pendant l'exploitation normale de l'aéronef.

9- Structure primaire d'un fuselage d'aéronef suivant la revendication 8 dans laquelle la transmission des efforts normaux est assurée par la fixation de la poutre de compression (21) au gousset (22) au moyen de fixations travaillantes (215).

10- Aéronef comportant une structure primaire d'un fuselage d'aéronef conforme à l'une des revendications 1 à 9.

11- Élément structural (2) absorbeur d'énergie, destiné à reprendre des efforts de compression entre deux pièces structurales (13, 14) d'un fuselage d'aéronef, comportant une poutre de compression (21), d'axe longitudinal Z, en matériau composite, ledit matériau comportant des plis de fibres continues maintenues par une résine, ledit axe longitudinal Z étant orienté sensiblement suivant une direction de forces de compression devant être absorbées lors d'un choc, caractérisé en ce que ledit au moins un élément structural (2) absorbeur d'énergie comporte au moins un gousset (22), fixé à au moins une des extrémités (213, 214) de la poutre de compression (21) et destiné à transmettre les efforts de compression à la pièce structurale à laquelle ledit gousset est fixé, ledit gousset comportant :

- des moyens de guidage (223) de la poutre (21) sensiblement suivant son axe longitudinal Z,
- un élément coupant (224) de découpage de la poutre de compression (21) en au moins deux lamelles, suivant la direction de l'axe longitudinal Z,
- une gorge de dégagement (225) pour chaque lamelle.

12- Élément structural (2) absorbeur d'énergie suivant la revendication 11 dans lequel un gousset (22) est fixé à chaque extrémité (213, 214) de la poutre de compression (21).

1/4

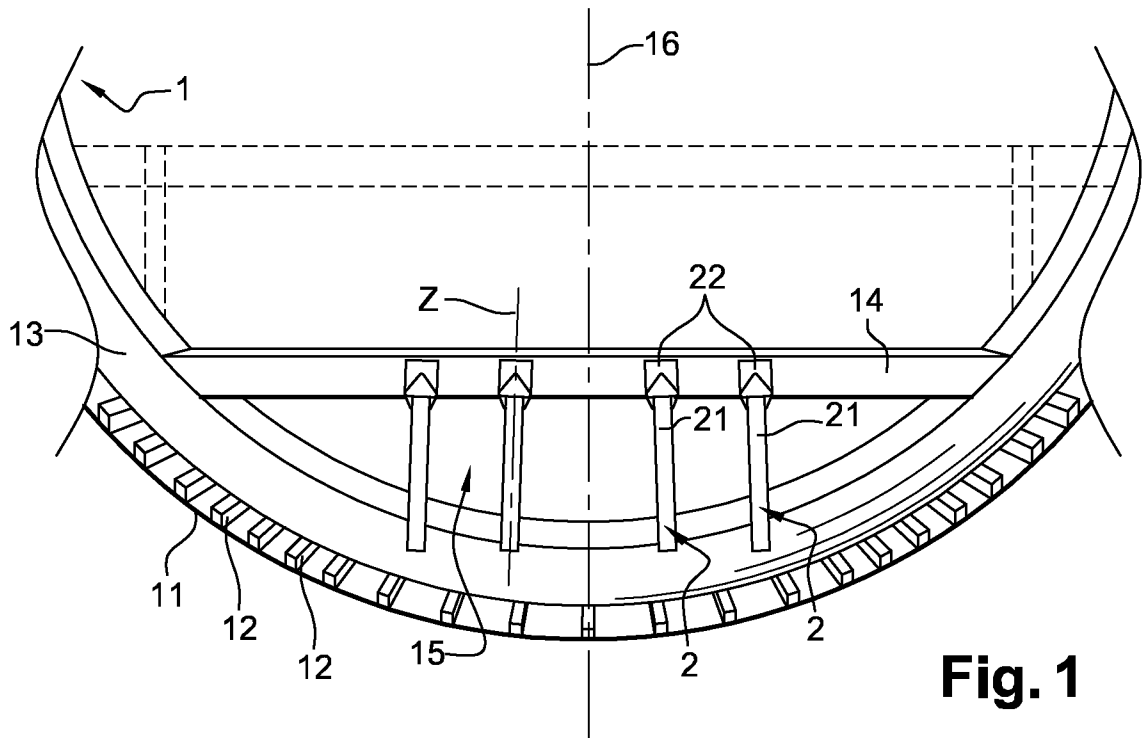


Fig. 1

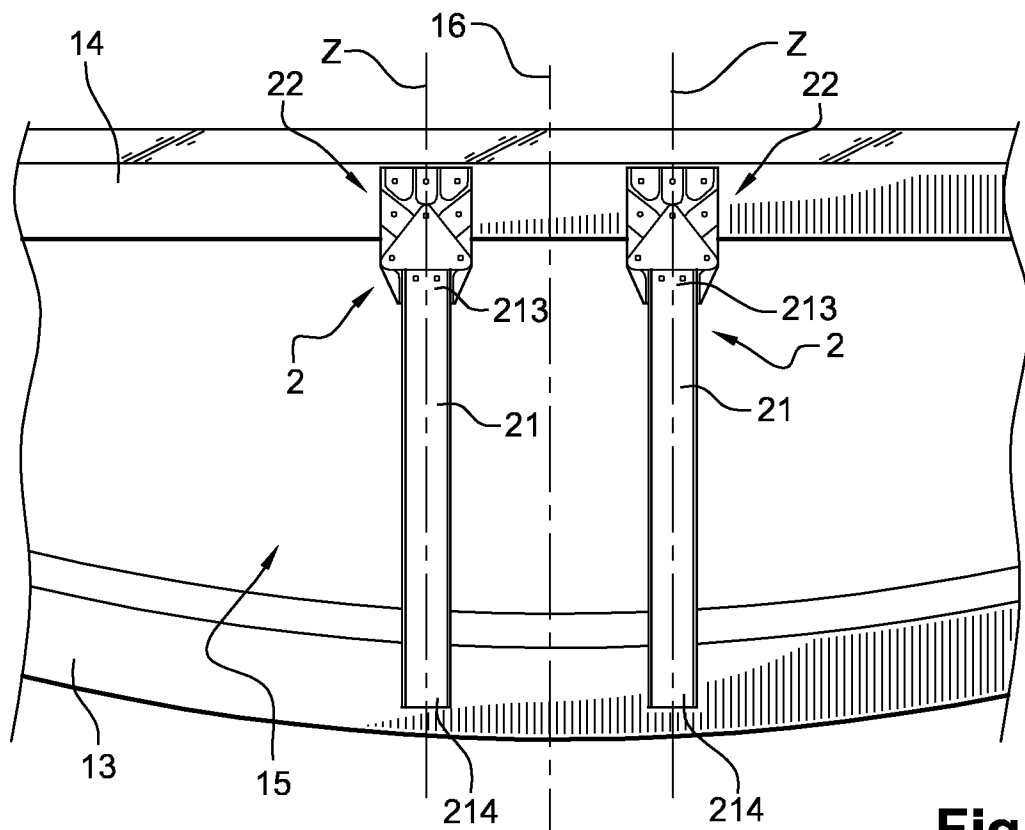


Fig. 2

2 / 4

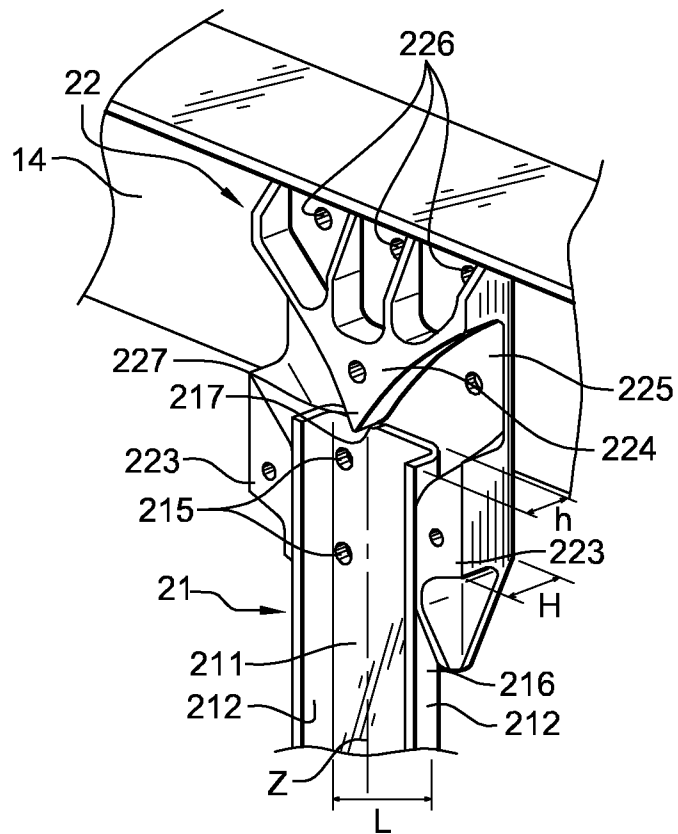


Fig. 3

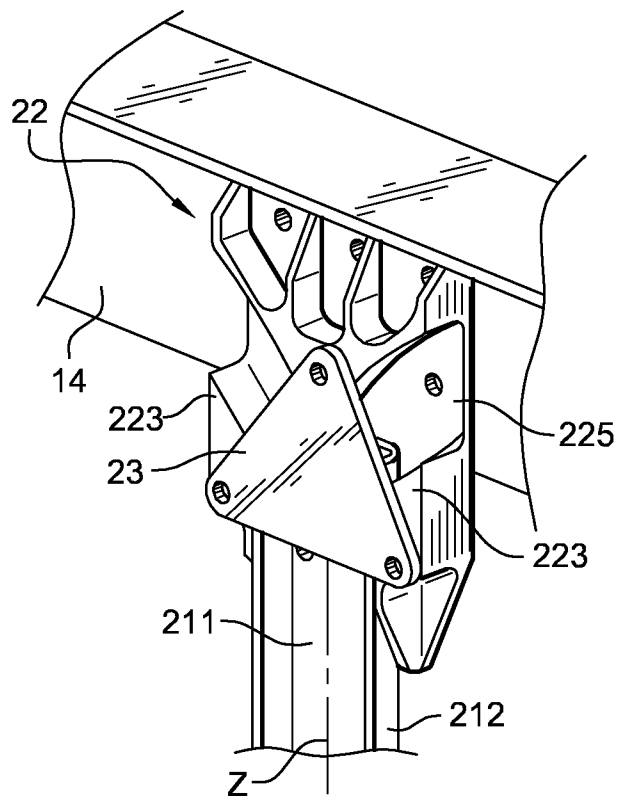


Fig. 4

3 / 4

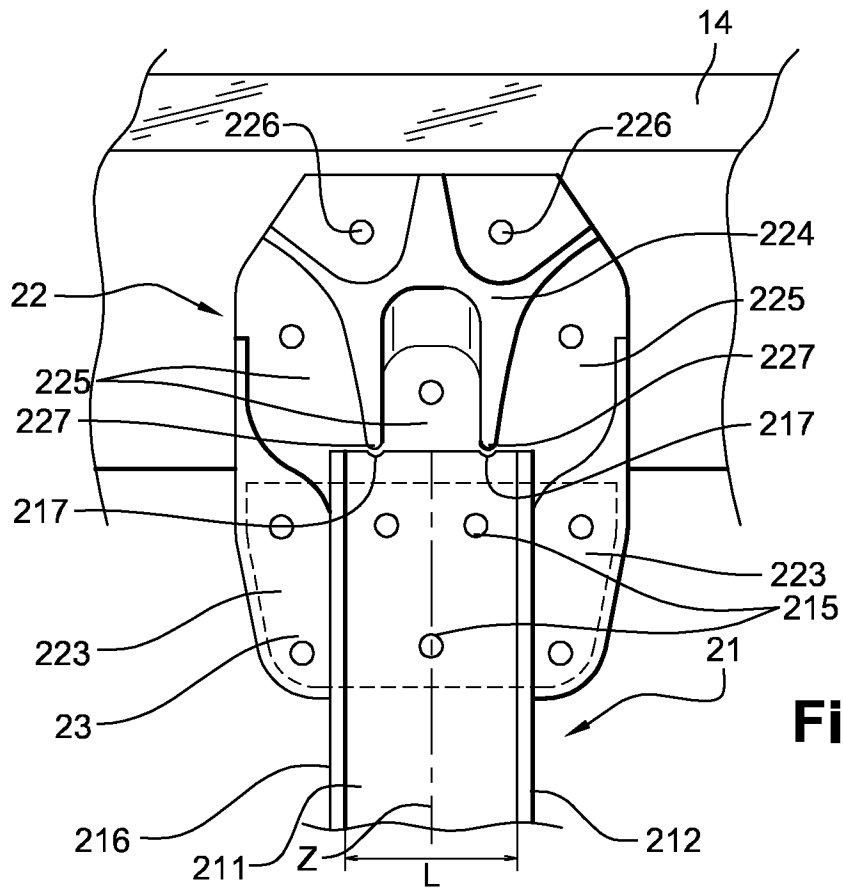


Fig. 5

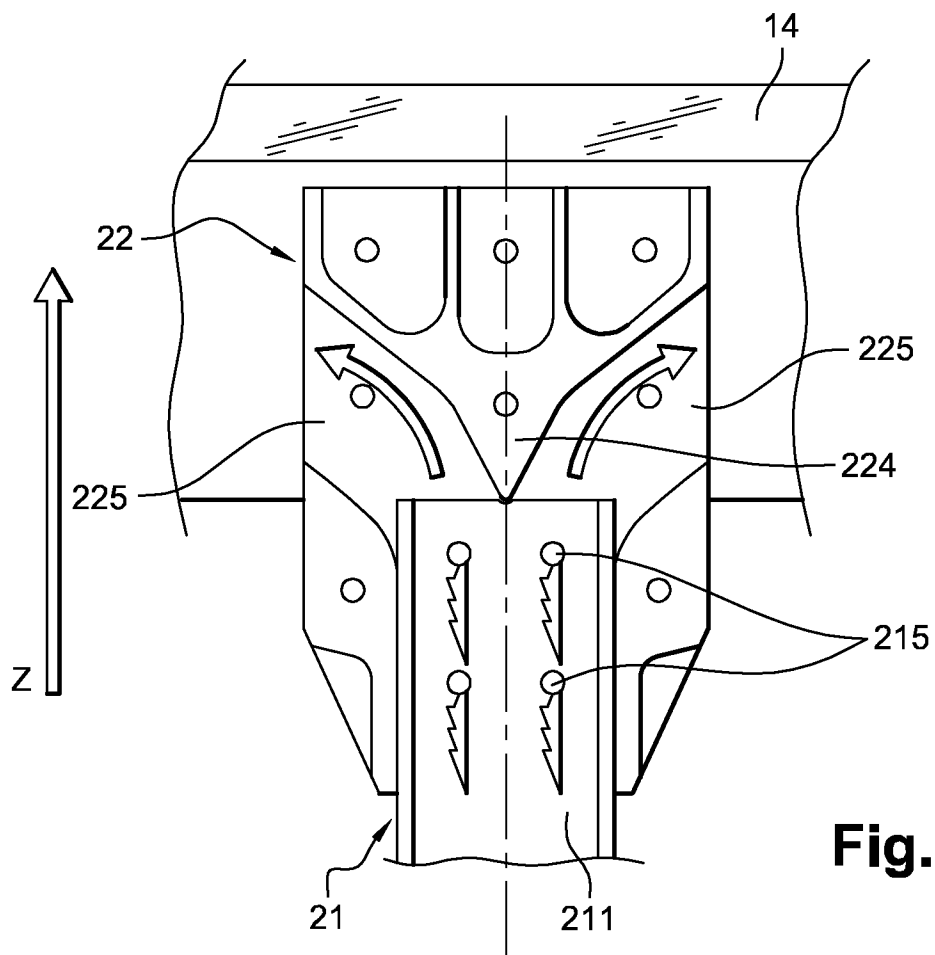


Fig. 6

4 / 4

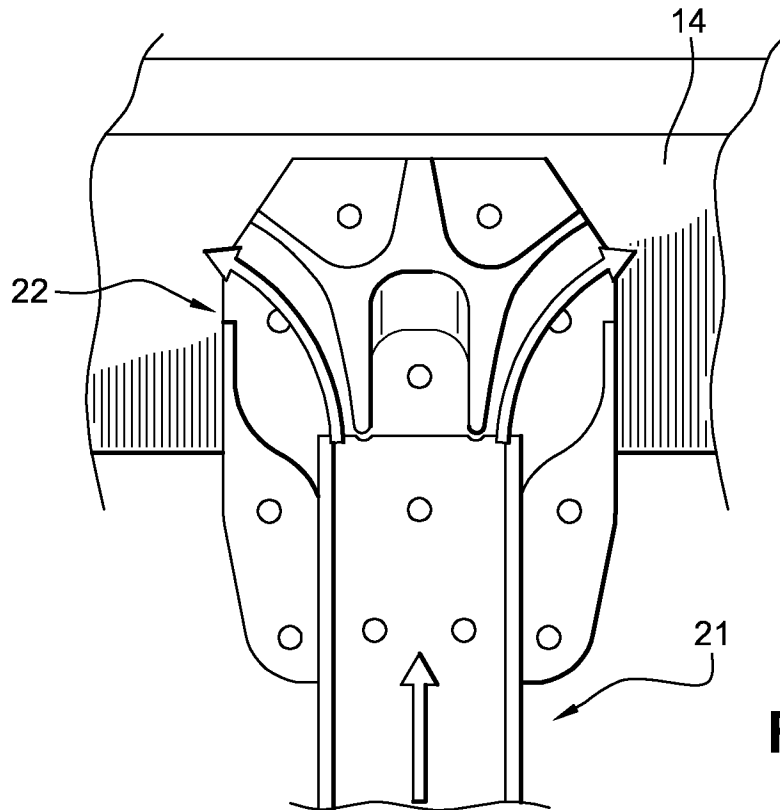


Fig. 7a

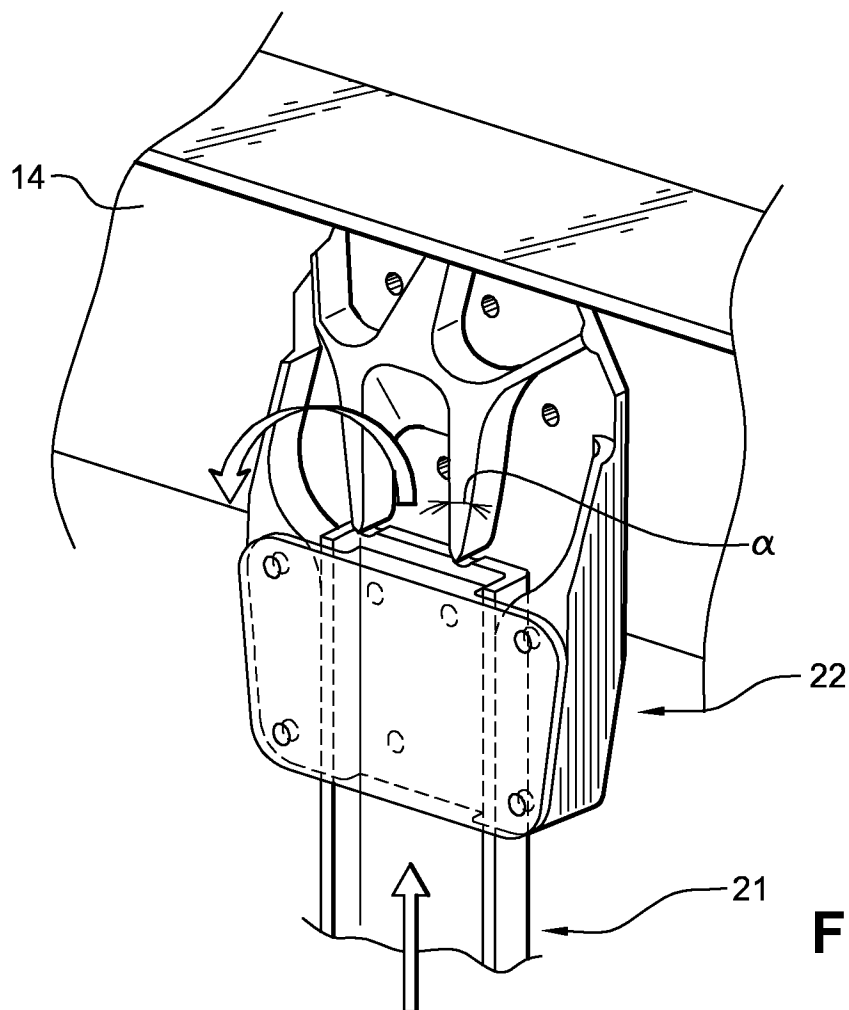


Fig. 7b

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2009/050235

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. B64C1/00 F16F7/12 B64C1/06

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 F16F

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal, 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	DE 196 23 449 A1 (DAIMLER BENZ AG [DE]) 2 January 1998 (1998-01-02) the whole document -----	1-12
A	US 3 608 677 A (WYKES DONALD H) 28 September 1971 (1971-09-28) column 1, lines 12-19 column 2, line 23 - column 3, line 68; figures -----	1-12
P,X	WO 2008/065083 A (EADS DEUTSCHLAND GMBH; FILSINGER JUERGEN [DE]; MIDDENDORF PETER [DE];) 5 June 2008 (2008-06-05) the whole document ----- -/--	11

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

- *A* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- *E* earlier document but published on or after the international filing date
- *L* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- *O* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- *P* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- *T* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- *X* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- *Y* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
- *G* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

20 juillet 2009

Date of mailing of the international search report

27/07/2009

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/FR2009/050235

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	DE 198 12 579 A1 (AUDI NSU AUTO UNION AG [DE]) 23 September 1999 (1999-09-23) column 1, line 66 - column 3, line 26; figures -----	11,12
A	DE 43 13 592 A1 (DEUTSCHE AEROSPACE AIRBUS [DE] DAIMLER CHRYSLER AEROSPACE [DE]) 27 October 1994 (1994-10-27) column 4, line 46 - column 5, line 15; figures -----	1-10
A	US 2003/034659 A1 (SUMME TODD L [US] ET AL) 20 February 2003 (2003-02-20) paragraph [0030]; figures -----	6
A	US 3 779 591 A (RANDS W) 18 December 1973 (1973-12-18) abstract; figures -----	2
A	US 2004/231937 A1 (GOODWORTH ALAN ROY [US] ET AL) 25 November 2004 (2004-11-25) abstract -----	1-10
A	DE 44 25 829 C1 (DAIMLER BENZ AEROSPACE AG [DE]) 12 October 1995 (1995-10-12) the whole document -----	1-10
A	US 6 601 886 B1 (THAYER CHRISTOPHER M [US]) 5 August 2003 (2003-08-05) the whole document -----	5
A	FR 2 657 130 A (DOMANGE JARRET [FR]) 19 July 1991 (1991-07-19) -----	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2009/050235

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
DE 19623449	A1	02-01-1998	NONE	
US 3608677	A	28-09-1971	NONE	
WO 2008065083	A	05-06-2008	DE 102006056440 A1	05-06-2008
DE 19812579	A1	23-09-1999	NONE	
DE 4313592	A1	27-10-1994	RU 2131826 C1 US 5542626 A	20-06-1999 06-08-1996
US 2003034659	A1	20-02-2003	AT 315503 T DE 60208611 T2 EP 1293390 A2 JP 2003160010 A JP 2006329429 A	15-02-2006 19-10-2006 19-03-2003 03-06-2003 07-12-2006
US 3779591	A	18-12-1973	NONE	
US 2004231937	A1	25-11-2004	NONE	
DE 4425829	C1	12-10-1995	NONE	
US 6601886	B1	05-08-2003	AT 293060 T DE 60300496 D1 DE 60300496 T2 EP 1366960 A1	15-04-2005 19-05-2005 23-02-2006 03-12-2003
FR 2657130	A	19-07-1991	NONE	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2009/050235

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64C1/00 F16F7/12

B64C1/06

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 F16F

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	DE 196 23 449 A1 (DAIMLER BENZ AG [DE]) 2 janvier 1998 (1998-01-02) le document en entier	1-12
A	US 3 608 677 A (WYKES DONALD H) 28 septembre 1971 (1971-09-28) colonne 1, ligne 12-19 colonne 2, ligne 23 - colonne 3, ligne 68; figures	1-12
P, X	WO 2008/065083 A (EADS DEUTSCHLAND GMBH; FILSINGER JUERGEN [DE]; MIDDENDORF PETER [DE];) 5 juin 2008 (2008-06-05) le document en entier	11

-/--

☒ 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

Z document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

20 juillet 2009

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

27/07/2009

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/FR2009/050235

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	DE 198 12 579 A1 (AUDI NSU AUTO UNION AG [DE]) 23 septembre 1999 (1999-09-23) colonne 1, ligne 66 - colonne 3, ligne 26; figures	11,12
A	DE 43 13 592 A1 (DEUTSCHE AEROSPACE AIRBUS [DE] DAIMLER CHRYSLER AEROSPACE [DE]) 27 octobre 1994 (1994-10-27) colonne 4, ligne 46 - colonne 5, ligne 15; figures	1-10
A	US 2003/034659 A1 (SUMME TODD L [US] ET AL) 20 février 2003 (2003-02-20) alinéa [0030]; figures	6
A	US 3 779 591 A (RANDS W) 18 décembre 1973 (1973-12-18) abrégé; figures	2
A	US 2004/231937 A1 (GOODWORTH ALAN ROY [US] ET AL) 25 novembre 2004 (2004-11-25) abrégé	1-10
A	DE 44 25 829 C1 (DAIMLER BENZ AEROSPACE AG [DE]) 12 octobre 1995 (1995-10-12) le document en entier	1-10
A	US 6 601 886 B1 (THAYER CHRISTOPHER M [US]) 5 août 2003 (2003-08-05) le document en entier	5
A	FR 2 657 130 A (DOMANGE JARRET [FR]) 19 juillet 1991 (1991-07-19)	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2009/050235

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
DE 19623449	A1	02-01-1998	AUCUN	
US 3608677	A	28-09-1971	AUCUN	
WO 2008065083	A	05-06-2008	DE 102006056440 A1	05-06-2008
DE 19812579	A1	23-09-1999	AUCUN	
DE 4313592	A1	27-10-1994	RU 2131826 C1 US 5542626 A	20-06-1999 06-08-1996
US 2003034659	A1	20-02-2003	AT 315503 T DE 60208611 T2 EP 1293390 A2 JP 2003160010 A JP 2006329429 A	15-02-2006 19-10-2006 19-03-2003 03-06-2003 07-12-2006
US 3779591	A	18-12-1973	AUCUN	
US 2004231937	A1	25-11-2004	AUCUN	
DE 4425829	C1	12-10-1995	AUCUN	
US 6601886	B1	05-08-2003	AT 293060 T DE 60300496 D1 DE 60300496 T2 EP 1366960 A1	15-04-2005 19-05-2005 23-02-2006 03-12-2003
FR 2657130	A	19-07-1991	AUCUN	