



- (51) Classification internationale des brevets :
B64B 1/18 (2006.01) *B64D 37/02* (2006.01)
B64B 1/58 (2006.01) *B64C 1/06* (2006.01)
B64C 1/10 (2006.01) *B64F 5/00* (2006.01)
B64D 11/00 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2010/052577

(22) Date de dépôt international :
30 novembre 2010 (30.11.2010)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0958505 30 novembre 2009 (30.11.2009) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :
AIRBUS OPERATIONS [FR/FR]; 316, route de
Bayonne, F-31000 Toulouse (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : **DAZET, Francis** [FR/FR]; Le Moulin, F-65220 Tournous-Darré (FR).

(74) Mandataire : **POTDEVIN, Emmanuel**; Cabinet Lhermet
La Bigne & Rémy, 11 boulevard de Sébastopol, F-75001
Paris (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, 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.

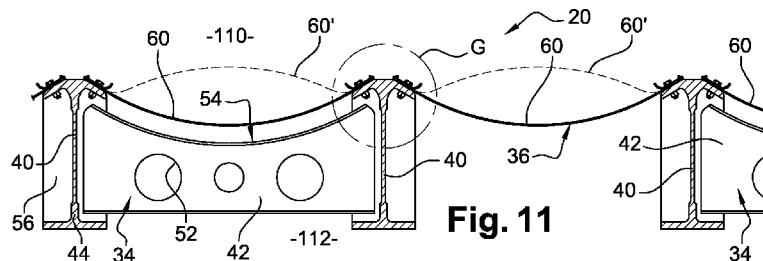
(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE,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

Publiée :

— sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport (règle 48.2.g)

(54) Title : AIRCRAFT COMPRISING AN INTERNAL PARTITION

(54) Titre : AERONEF COMPORTANT UNE CLOISON INTERNE



(57) Abstract : The invention relates to an aircraft comprising a structural element, such as a fuselage, a wing or a tail unit, including: a wall separating the inside and the outside of the element and including portions jointly defining an inner volume of the element, and at least one structural partition (20) separating one of the areas from the other, for example the front (109) and rear (111) of the volume, the partition including at least one flexible membrane (60) capable of deforming and at least two mountings, preferably rigid, discontinuously supporting the membrane.

(57) Abrégé : L'aéronef comporte une partie structurale, telle qu'un fuselage, une voilure ou un empennage, comprenant; une paroi séparant l'intérieur et l'extérieur de la partie et comprenant des portions délimitant entre elles un volume interne de la partie, et au moins une cloison structurale (20) séparant l'une de l'autre des zones, par exemple avant (109) et arrière (111), du volume, la cloison comprenant au moins une membrane souple (60) apte à se déformer et au moins deux supports, de préférence rigides, supportant la membrane de façon discontinue.



Aéronef comportant une cloison interne

L'invention concerne les parties structurales d'aéronefs telles que les fuselages.

Il est connu de réaliser à l'intérieur du fuselage d'un avion une cloison structurale séparant l'une de l'autre deux parties du volume interne. On cherche parfois à rendre une telle cloison étanche aux gaz ou aux liquides. Par exemple, l'une des zones délimitées par la cloison sera pressurisée au contraire de l'autre zone, ou encore l'une des zones servira de réservoir de carburant. La jonction de la cloison avec la paroi du fuselage est réalisée suivant un angle localement perpendiculaire à cette paroi et aux pièces de la structure primaire de l'avion, structure comprenant les cadres, les raidisseurs, les lisses, les poutres, etc.

L'installation d'une telle cloison à demeure peut avoir lieu lors de la fabrication de l'avion. Mais il peut s'avérer souhaitable de l'installer en phase de deuxième industrialisation, à savoir alors que l'avion n'avait pas été conçu à l'origine pour l'accueillir. C'est le cas notamment lorsque l'avion a déjà volé.

Or, la mise en place de cette cloison soulève différents problèmes.

S'agissant d'une cloison structurale, elle doit supporter les efforts requis. Il est connu pour cela de fixer cette cloison à la structure primaire au moyen d'éclisses s'étendant de part et d'autre de la cloison et impliquant au moins deux pièces et plusieurs fixations structurales. En effet, on préfère la fixer au fuselage sans entamer les pièces de la structure primaire afin de ne pas en menacer les propriétés mécaniques. Mais, lorsqu'on recherche un gain de masse, cet agencement s'avère trop lourd ou critique en fatigue. Dans ce cas, on réalise une étanchéité au moyen d'un mastic et d'une grande quantité de petites pièces de tôlerie fine dont la mise en place est longue, ce qui immobilise l'avion au sol pendant une longue période, et complexe, ce qui la rend onéreuse.

Par ailleurs, la cloison doit s'adapter convenablement aux dimensions du fuselage qui n'ont pas été prévues pour l'accueillir.

De plus, elle doit être compatible avec les déformations que subit le fuselage lors de l'utilisation de l'avion.

Un but de l'invention est de permettre la mise en place simple et rapide d'une cloison structurale, notamment en phase de deuxième industrialisation.

A cet effet, on prévoit selon l'invention un aéronef qui comporte une partie structurale, telle qu'un fuselage, une voilure ou un empennage, comprenant :

- une paroi séparant l'intérieur et l'extérieur de la partie et comprenant des portions délimitant entre elles un volume interne de la partie, et- au moins une

cloison structurale séparant l'une de l'autre des zones, par exemple avant et arrière, du volume, la cloison comprenant au moins une membrane souple apte à se déformer et au moins deux supports, de préférence rigides, supportant la membrane de façon discontinue.

5 Ainsi, la membrane permet d'adapter les dimensions de la cloison aux dimensions effectives de la partie structurale déjà réalisée et aux déformations subies par cette dernière lors de l'utilisation de l'aéronef. Par ailleurs, les supports permettent à la cloison d'encaisser les efforts structuraux nécessaires et de les transmettre à la partie structurale. La cloison peut être installée dans un aéronef
10 existant en un court laps de temps, sans donc immobiliser longtemps l'aéronef au sol. Cette installation peut avoir lieu de façon relativement simple et peu onéreuse. Elle peut être effectuée de façon à rendre la cloison étanche aux gaz et/ou aux liquides. Si la cloison selon l'invention est particulièrement utile en phase de deuxième industrialisation, c'est-à-dire pour la mise en place de cette cloison au
15 sein d'un aéronef existant ou au moins dans une partie structurale achevée, l'invention demeure exploitable en première industrialisation, c'est-à-dire pour fixer une telle cloison lors de la construction de l'aéronef.

De préférence, la cloison est fixée à la partie par des moyens démontables.

Ainsi, la cloison est amovible et peut être démontée facilement et rapidement
20 au besoin. Ce caractère amovible est compatible avec le caractère structural de la cloison, le cas échéant avec son caractère étanche.

Avantageusement, la cloison sépare les deux zones de façon étanche.

La partie structurale comporte de préférence au moins un cadre, au moins une lisse et un bloc moulé formant une jonction étanche entre le cadre et la lisse.

25 Avantageusement, la cloison comprend au moins une porte.

Cette porte permet le passage d'un ou plusieurs hommes et/ou de matériel par exemple, lorsque l'invention est mise en œuvre dans un fuselage.

Avantageusement, la membrane comprend un élastomère armé.

De préférence, la partie structurale comprend au moins un panneau
30 transversal reliant les supports au reste de la partie.

Ainsi, on pourra prévoir que le ou les panneaux sont fixés à demeure à la partie structurale et non prévus pour être démontables tandis que la partie de la cloison fixée aux panneaux peut être facilement démontée.

Les panneaux sont de préférence au moins au nombre de deux et tels que les
35 supports sont reliés à la partie indépendamment de la membrane exclusivement par les panneaux.

On prévoit avantageusement que chaque support comprend au moins deux

poutres reliées l'une à l'autre à distance de leurs extrémités.

De préférence, chaque support est relié de façon non rigide à la partie.

Ainsi, on rend la cloison compatible avec les déformations subies par la partie structurale lors de l'utilisation de l'aéronef.

- 5 Avantageusement, chaque support présente une extrémité montée mobile par rapport à la paroi suivant au moins une direction perpendiculaire à la direction longitudinale de la partie structurale.

De préférence, chaque support est relié de façon non rigide aux autres supports.

- 10 Ainsi, les supports peuvent présenter les uns par rapport aux autres une certaine mobilité, permettant à la cloison structurale ici encore de s'adapter aux déformations subies par la partie structurale.

Avantageusement, chaque support est relié aux autres supports par ses seules extrémités.

- 15 Avantageusement, les supports sont verticaux.

Avantageusement, les supports s'étendent d'un même côté de la membrane.

Ainsi, cette membrane pourra se déformer et par exemple prendre une courbure inverse de sa courbure prévue à l'origine, et ce sur un tronçon de la membrane ou sur l'intégralité de cette dernière, par exemple en cas d'inversion de
20 la pression différentielle régnant des deux côtés de la cloison.

Avantageusement, chaque support porte un tronçon de membrane.

Avantageusement, chaque support présente au moins une face inclinée pour l'appui de la membrane.

- 25 On ménage ainsi un contact surfacique suivant une bonne orientation entre le support et la membrane afin d'éviter d'endommager cette dernière.

Avantageusement, la membrane est formée en plusieurs parties disjointes.

Avantageusement, la membrane est supportée par chaque support en ayant une forme bombée, par exemple cylindrique et/ou sphérique et/ou la membrane s'étend d'un support à l'autre suivant une forme bombée, par exemple cylindrique
30 et/ou sphérique.

Ainsi, la membrane peut mieux supporter la pression qu'elle est ou pourrait être amenée à subir d'un seul côté de la membrane, par comparaison avec une configuration plane de la membrane.

- 35 Avantageusement, la membrane comprend plusieurs secteurs bombés disposés côte à côte.

De préférence, la cloison comporte :

- au moins deux tronçons de membrane ; et

- au moins trois organes de support des tronçons, se succédant suivant une direction transversale, l'organe intermédiaire dans la succession portant les deux tronçons, les tronçons étant disposés de sorte que :

$$\theta_2 = \arctan (\tan \theta_1 \times l_1 / l_2)$$

5 où :

- θ_i , avec $i = 1$ ou 2 , désigne un angle non nul entre la direction transversale et une tangente au tronçon i , à sa jonction avec l'organe intermédiaire ; et

- l_i désigne une distance entre des âmes des organes portant la membrane i , l_1 étant différent de l_2 .

10 Ainsi, en présence d'un écartement irrégulier des organes de support, on fait en sorte que les sollicitations sur l'organe intermédiaire soient équilibrées. Il n'est donc pas utile de renforcer cet organe pour qu'il résiste à un déséquilibre particulier. On peut ainsi obtenir une cloison de poids réduit.

Dans un mode de réalisation, la partie structurale est un fuselage.

15 On prévoit également selon l'invention un procédé dans lequel, dans un aéronef comprenant une paroi d'une partie structurale, telle qu'un fuselage, une voilure ou un empennage, séparant l'extérieur et l'intérieur de la partie et telle que des portions de la paroi délimitent entre elles un volume interne de la partie, on installe au moins une cloison structurale séparant l'une de l'autre des zones, par
20 exemple avant et arrière, du volume et comprenant au moins une membrane souple apte à se déformer et au moins deux supports supportant la membrane de façon discontinue, l'installation ayant lieu notamment après que l'aéronef ait volé.

De préférence, l'installation a lieu en fixant la cloison à la partie par des moyens démontables.

25 De préférence, pour réaliser une jonction étanche entre des pièces de l'aéronef, allongées et s'étendant localement suivant des directions principales non parallèles entre elles :

- on assemble sur les pièces plusieurs parties d'un moule ; et

- on injecte un matériau d'étanchéité dans le moule.

30 Ainsi, on réalise l'étanchéité au moyen d'un bloc étanche moulé in situ sur les pièces. Cette étanchéité sera, si nécessaire, compatible avec une pression différentielle régnant de part et d'autre du bloc. Le procédé peut être mis en œuvre facilement sur un avion existant, par exemple un avion qui nécessite une reconversion avec des modifications structurales majeures. Il est économique et
35 léger à effectuer. Il ne nécessite pas l'apport de pièces restant à demeure, ni la mise en place de fixations hors celles nécessaires au maintien temporaire du moule. Le bloc réalisé est calibré en volume. Le procédé peut être mis en œuvre

de façon répétitive tout en maîtrisant la masse du matériau ainsi installé. Si besoin, la jonction étanche peut être enlevée puis réalisée à nouveau si nécessaire, sans aucun dommage structural. Cet avantage est particulièrement important lorsqu'une réparation ou un contrôle par inspection visuelle de la zone est nécessaire dans l'aéronef. Ce procédé peut être mis en œuvre en utilisant un matériau d'étanchéité suffisamment souple qui tient compte des mouvements des pièces structurales lors de l'utilisation de l'aéronef.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront encore dans la description suivante d'un mode de réalisation donné à titre d'exemple non limitatif en référence aux dessins annexés sur lesquels :

- la figure 1 est une vue en coupe axiale verticale longitudinale d'un aéronef selon l'invention montrant le principe de la configuration de la cloison ;
- la figure 2 est une vue arrière du fuselage de la figure 1 montrant les éléments fixes supportant la cloison ;
- la figure 3 est une vue analogue à la figure 2 montrant la partie centrale de la cloison destinée à être fixée aux éléments fixes de la figure 2 ;
- la figure 4 est une vue analogue à la figure 2 montrant le principe de l'agencement des supports de la membrane ;
- la figure 5 est une vue de détail analogue à la figure 4 ;
- la figure 6 est une vue en coupe suivant le plan VI-VI de la cloison de la figure 3 ;
- la figure 7 est une vue à plus grande échelle du détail D de la figure 1 illustrant la fixation de la cloison en partie supérieure ;
- la figure 8 est une vue analogue à la figure 7 montrant la fixation de la membrane d'étanchéité en partie supérieure et ses déformations ;
- la figure 9 est une vue à plus grande échelle du détail E de la figure 1 montrant la fixation de la cloison en partie inférieure ;
- la figure 10 est une vue en coupe suivant le plan X-X de la cloison de la figure 5 montrant sa fixation en partie latérale ;
- les figures 11 et 12 sont des vues à plus grande échelle des détails F et G des figures 6 et 11 respectivement ;
- la figure 13 est une vue en perspective d'un des tronçons de la membrane de la figure 11 ;
- la figure 14 montre la réalisation de l'étanchéité de la paroi en partie inférieure en coupe ;
- la figure 15 montre la réalisation de l'étanchéité de la cloison à d'autres endroits ;

- les figures 16, 17 et 18 sont des vues en coupe montrant l'utilisation d'un moule pour la réalisation d'un bloc d'étanchéité pour la cloison des figures précédentes, respectivement suivant les plans XVI-XVI, XVII-XVII et XVIII-XVIII des figures 17 et 16 ;

5 - les figures 19 et 20 sont des vues en coupe illustrant l'étanchéité des parties de moule, la coupe de la figure 19 étant prise suivant le plan XIX-XIX de la figure 17 ;

- la figure 21 est une vue en coupe suivant le plan XXI-XXI de l'agencement de la figure 17;

10 - la figure 22 est une vue analogue à la figure 11 montrant les forces exercées par la membrane 60 sur l'une des poutres de la cloison lorsque la cloison est telle que ces forces ne sont pas équilibrées ;

- la figure 23 est une vue analogue à la figure 22 dans laquelle la cloison est telle que les forces sont équilibrées ; et

15 - la figure 24 est une autre vue à plus grande échelle du détail G de la figure 11.

L'aéronef illustré à la figure 1 est un aérodyne et en l'espèce un avion 2. Il comprend un fuselage 4 ayant une forme générale cylindrique allongée ayant pour axe principal l'axe horizontal 6. A l'avant du fuselage s'étend le poste de pilotage 8.

20 L'avion est muni d'ailes non représentées formant une voilure, de trains d'atterrissage dont une partie 10 est visible sur la figure 1 et de moteurs 12.

On utilise dans la suite le repère orthogonal X, Y, Z dans lequel les directions X et Y sont horizontales et perpendiculaires entre elles, la direction X étant parallèle à l'axe 6, et la direction Z est verticale.

25 On suppose ici que la fabrication de l'avion 2 est achevée, voire qu'il a déjà volé. Il s'agit de mettre en place une cloison structurale étanche amovible au cours d'une phase de deuxième industrialisation. Cette cloison est destinée à être étanche à la pression cabine qui régnera seulement d'un côté de la cloison, en avant de cette dernière. On cherche aussi à faire en sorte que cette cloison puisse
30 être installée rapidement et si besoin enlevée rapidement, à savoir en quelques heures.

Le fuselage comprend des cadres 14 de forme circulaire s'étendant chacun généralement dans un plan perpendiculaire à l'axe 6 et portant la peau 28 du fuselage. La peau est renforcée par des lisses profilées horizontales 116
35 également fixées aux cadres. Les cadres sont disposés dans des plans parallèles entre eux et se succédant le long de l'axe 6. On suppose ici que la cloison est installée pour s'étendre généralement dans un plan perpendiculaire à l'axe 6, au

voisinage du cadre numéroté 30 dans la succession de cadres démarrant au nez de l'appareil.

On prévoit pour supporter la cloison 20 un sous-ensemble rigide 22, rigidement fixé au fuselage 4 et fixé à demeure à ce dernier en l'espèce. Il s'étend en partie périphérique de la cloison. Il comprend les tronçons latéraux gauche et droite du cadre 14, ainsi que des panneaux plans supérieur 24 et inférieur 26. Les panneaux sont fixés directement à la peau 28. Le panneau supérieur 24 s'étend continument depuis la peau 28 du fuselage jusqu'à la hauteur d'un plafond d'une cabine de l'avion. Le panneau inférieur 26 s'étend continument depuis la peau 28 jusqu'à la hauteur du plancher de la cabine. Ces panneaux sont fixés à la structure principale de l'avion. Ils sont chacun auto-raidis et munis en l'espèce de raidisseurs allongés rectilignes verticaux 30, parallèles et distants les uns des autres. Les panneaux supérieur et inférieur 24, 26 pourront présenter des ouvertures servant pour le passage de différents systèmes tels que des conduits d'air et de liquide, par exemple d'eau, des câbles électriques et informatique, etc.

En référence à la figure 3, la cloison 20 comprend un sous-ensemble 32 fixé au sous-ensemble 22 par des moyens rendant possible de le démonter facilement et rapidement. Ce sous-ensemble comprend une armature non-rigide comportant des parties rigides 34 et des zones souples déformables 36. Dans le présent exemple illustré en détail à la figure 5, on compte cinq parties rigides 34 et cinq zones souples déformables 36.

Les parties rigides et les zones souples, en l'espèce, se succèdent en alternance d'un côté à l'autre du fuselage, en commençant ici sur la gauche par une partie rigide 34, comme illustré avec les lettres « R » et « S » à la figure 4. Chaque partie ou chaque zone s'étend sur toute la hauteur du sous-ensemble 32. Celles se trouvant dans la zone médiane de ce sous-ensemble ont une forme générale rectangulaire. Elles sont ici au nombre de six sur les figures 3, 4 et 5, et s'étendent depuis le panneau supérieur 24 jusqu'au panneau inférieur 26 auxquels elles sont chacune fixées en propre.

Chacune des parties rigides 34, ou support, comprend en l'espèce deux poutres rectilignes verticales 40 s'étendant à distance l'une de l'autre et par exemple espacées de 500 mm. De préférence, les poutres sont situées au droit des rails longitudinaux du plancher de l'aéronef. Chaque partie rigide comprend des stabilisateurs sous la forme de traverses intercostales 42 reliant rigidement les deux poutres l'une à l'autre. Les stabilisateurs sont fixés aux poutres à distance des extrémités de ces dernières en étant régulièrement espacés suivant la hauteur des poutres et formant avec cette dernière une configuration en échelle. Les

stabilisateurs 42 ainsi fixés aux poutres rendent rigide chaque partie 34.

En référence aux figures 11 et 12, chaque poutre 40 est formée par un profilé dont la section a une forme générale de « H ». La platine arrière 44 du profilé a une forme plane tandis que la platine avant illustrée en détail à la figure 12 a une forme
5 générale en « V » renversé de sorte que les deux ailes 48 de la platine sont inclinées vers l'arrière. Chaque aile présente ainsi une face avant plane verticale 50 inclinée vers un côté du fuselage, par exemple en formant un angle d'environ 30° avec la direction transversale Y.

Chaque stabilisateur 42 a une forme générale plane et s'étend dans un plan
10 horizontal. Il peut présenter des évidements 52 pour en réduire la masse. Son bord arrière est ici rectiligne tandis que son bord avant 54 présente une forme incurvée concave, par exemple en arc de cercle, telle que la partie médiane de ce bord est plus proche du bord arrière que ses parties d'extrémités. Le stabilisateur 42 est fixé à des nervures 56 des poutres 40 associées. Le bord 54 s'étend également en
15 retrait des ailes 48 et donc des faces avant 50 de ces dernières.

Au moins l'une des parties rigides 34 peut être aménagée pour accueillir une porte 74 comme illustré à la figure 4 ou un passage d'un autre type permettant à du matériel ou à des hommes de traverser la cloison. On pourra doter la porte d'un encadrement à profil en forme de « Z » avec un joint d'étanchéité. La porte pourra
20 comprendre une peau auto-raïdie, deux ferrures horizontales supportant des charnières et des butées de la porte, un mécanisme de manœuvre et de verrouillage et un hublot de sécurité visuelle.

Chaque partie rigide 34 porte un tronçon de membrane souple déformable 60 fixé aux poutres 40 de façon à pouvoir se déplacer et se déformer. Il s'agit en
25 l'espèce d'une couche d'un matériau non métallique tel qu'une résine aramide sous la forme de fibres, par exemple un poly-para-phénylène téréphtalamide commercialisé sous le nom de kevlar. Cette résine est noyée dans une couche de silicone au moyen d'un procédé par injection de sorte que la membrane 60 est armée et peut résister à un différentiel de pression cabine du type de celui que peut
30 subir un avion volant à une altitude stratosphérique.

La membrane 60, illustrée notamment à la figure 13, présente des bords latéraux rectilignes verticaux 62 parallèles entre eux et par lesquels elle est fixée aux faces 50 des deux poutres correspondantes en étant pris en sandwich entre l'ailette 48 et une bride 64. La bride est fixée à l'ailette par exemple au moyen de
35 vis 66, de rondelles et d'écrous prisonniers 68 s'étendant en partie arrière de l'ailette.

Comme illustré notamment à la figure 11, le tronçon de membrane 60 est fixé

aux poutres en ayant une forme non plane de l'une à l'autre de ces dernières, en l'espèce une forme bombée à section horizontale cylindrique. La membrane suit ainsi le bord avant 54 du stabilisateur 42, en demeurant à distance de ce dernier tout le long de ce dernier. Le rayon de courbure de la membrane sera par exemple
5 inférieur ou égal à 800 mm. La membrane est montée de façon à pouvoir se retourner, c'est-à-dire à inverser sa courbure de sorte que son centre de courbure s'étende non plus en avant de la cloison mais en arrière de celle-ci, comme illustré par le trait mixte 60'. Ce retournement peut survenir par exemple en cas de dépressurisation de la cabine.

10 Comme illustré à la figure 13, les parties d'extrémités supérieure et inférieure 70 du tronçon de membrane ont une configuration bombée dans deux directions perpendiculaires entre elles, en l'espèce une configuration sphérique. Les bords supérieur et inférieur 72 de la membrane sont en l'espèce rectilignes et horizontaux.

15 Les zones souples 36 de la cloison 20 sont formées seulement par un tronçon de membrane armée 60. Il est fixé aux ailettes 48 des poutres les plus proches des parties rigides adjacentes 34 comme illustré notamment à la figure 11. La forme et la fixation du tronçon de membrane sont les mêmes que pour le tronçon de membrane de chaque partie rigide 34.

20 La cloison 20 est ainsi formée par l'armature et les tronçons de membrane 60 qu'elle porte.

On a illustré à la figure 9 la fixation d'une des parties rigides 34 à la structure primaire de l'avion. Le panneau inférieur 26 s'étend sous le plancher 76 de l'avion, en contact avec la face inférieure de ce dernier. Ce plancher est entamé pour
25 ménager une ouverture 78 au droit de chaque poutre 40. Pour chaque poutre, une ferrure 80 est fixée rigidement au panneau 26 en arrière de ce dernier. Une extrémité inférieure de la poutre 40 présente un prolongement 82 lié à la ferrure 80 au moyen d'une liaison traditionnelle par axe et rotules. Sur l'une des poutres de la partie rigide 34, cette liaison est apte à reprendre des efforts suivant les trois
30 directions X, Y et Z et à transmettre des déplacements suivant les mêmes directions. Sur l'autre des poutres, la liaison à la ferrure est apte à transmettre des efforts uniquement suivant les directions X et Z.

Au niveau du plancher 76, l'étanchéité avec chaque poutre 40 est effectuée en l'espèce au moyen d'un joint à configuration en note de musique. Ce joint 84
35 comprend ainsi une partie base 86 à profil circulaire se prolongeant vers le haut à partir de sa face arrière par un flanc 88. Ce joint est protégé en partie avant et en partie arrière par deux brides 90. La bride arrière est prise en sandwich entre le

joint et la face avant de la poutre 40, tandis que la bride avant 90 a une forme en « S » épousant celle de la face avant du joint. Le joint 84 est ainsi protégé à l'égard des objets contondants pouvant se trouver sur le sol. Pour le protéger lors des opérations de montage et de démontage, il est avantageux que ce joint soit pré-

5 assemblé avec ses deux brides avant montage.

En référence à la figure 7, en partie supérieure, la liaison entre chaque poutre 40 et la structure primaire de l'avion est effectuée en l'espèce au moyen d'une bielle 90. Chacune des bielles 90 s'étend essentiellement suivant la direction Z. La bielle 90 est reliée au cadre 14 en partie avant et à la poutre en partie arrière, les

10 deux liaisons étant des articulations suivant des axes de rotation 92 parallèles à la direction Y dans le présent exemple. Les bielles s'étendant suivant la direction Z, elles ne peuvent transmettre des efforts et des déplacements que suivant cette direction. Ainsi, on prévoit que la poutre 40 peut avoir des déplacements substantiels au moins en partie supérieure par rapport à la structure primaire de

15 l'avion. Dans chaque partie rigide 34, pour l'une des poutres, la bielle 90 a une longueur fixe tandis que la bielle 90 associée à l'autre poutre est réglable en longueur. Bien qu'on constitue ici un montage hyperstatique de degré 1, les imprécisions géométriques de l'ensemble et la possibilité de réglage de l'une des bielle permettent de s'en accommoder.

L'étanchéité entre la cloison 20 et les pièces fixées au fuselage, en partie supérieure et sur les côtés, est assurée par une membrane 61 indépendante de la membrane 60 mais réalisée dans le même matériau que cette dernière de préférence. La membrane 61 elle-même pourra subir des déplacements importants, par exemple de plus ou moins 20 mm dans le plan général de la

25 cloison suivant les directions Y et Z, et de plus ou moins 10 mm suivant la direction X. On a ainsi illustré à la figure 8 à la référence 61a la configuration nominale de la membrane, à la référence 61b sa position reculée suivant la direction X, à la référence 61c sa position levée suivant la direction Z et enfin à la référence 61d une configuration à la fois levée et reculée. Comme on le voit à la figure 8, le bord

30 d'extrémité supérieure de la membrane 61 est fixé rigidement à un panneau 100 localement horizontal, lui-même fixé du côté de sa face supérieure à des cadres 14. Cette fixation est ici effectuée en prenant la membrane 61 en sandwich entre ce panneau et une bride 102. Si la cloison 20 est démontée, la membrane 61 peut rester en place et être déployée vers l'arrière suivant une configuration cylindrique

35 d'axe 6 pour avoir une fonction d'habillage. Elle aura alors la configuration 61e illustrée à la figure 8.

On a illustré à la figure 14 la fixation inférieure étanche de la membrane 60

d'une partie rigide 34. Les extrémités inférieures des poutres 40 portent une traverse 102 présentant une face inférieure plane verticale 104 et une face plane médiane 106 qui est parallèle à la direction Y et inclinée par rapport à la direction X en étant légèrement tournée vers le haut. La membrane 60 est prise en sandwich
5 entre cette face et une bride 107 fixée rigidement à la traverse par des moyens appropriés non illustrés. Le bord d'extrémité inférieure de la membrane s'étend à distance du bord supérieur du joint 84 en note de musique. La fixation étanche de la membrane en partie supérieure est effectuée de façon analogue.

Pour les liaisons au niveau d'une partie souple comme illustré à la figure 15,
10 c'est la bride arrière 90 du joint en note de musique qui présente la face 106 et porte la membrane 60. A ce niveau, le joint vient seulement en appui contre une face reliée au fuselage.

La cloison est installée au moyen du procédé suivant.

On ôte la totalité des habillages de cabine et des systèmes sur une distance
15 d'environ 500 mm de chaque côté de la cloison à installer. Ceux-ci seront remis en place à la fin de la pose des structures.

On installe le sous-ensemble rigide 22, destiné à être fixé à demeure, lors d'un chantier de conversion où l'avion est délesté comme cela se pratique pour une grande réparation. Tout en conservant l'intégrité des raidisseurs longitudinaux, on
20 réalise alors une étanchéité entre le fuselage et ce sous-ensemble comme on le verra plus loin. A cette fin, chacun des passages de lisses est rendu étanche, de même que les passages pour les divers systèmes.

On installe les parties rigides démontables 34.

Puis on installe les parties souples démontables 32.

25 On pourra prévoir de fixer les tronçons de membrane 60 des parties rigides 34 à ces dernières avant que ces parties soient rapportées au fuselage.

Enfin, on complète l'étanchéité par la pose de plusieurs joints du type de la membrane 61 ou de type note de musique au niveau des zones où les déplacements sont maîtrisés.

30 En référence à la figure 10, en partie latérale, la membrane 60 est reliée de façon étanche au cadre 14 en étant prise en sandwich entre une face arrière du cadre et une bride 112 maintenue rigidement en position sur le cadre au moyen d'un assemblage à vis et écrou prisonniers.

Le cadre est fixé à la peau 28 au moyen de son pied 122, sauf à l'endroit où le
35 cadre enjambe la lisse 116 de sorte que le pied 122 contourne cette dernière. Le cadre et la lisse sont à cet endroit localement perpendiculaires l'un à l'autre. L'étanchéité de la jonction de ce côté du cadre entre le cadre 14 et la lisse 116 est

effectuée au moyen d'un bloc 118 en matériau étanche moulé in situ de façon à relier de façon étanche le cadre à la lisse et à la peau par-dessus la lisse. Le bloc 118 est réalisé en l'espèce en un élastomère tel que du silicone. En référence aux figures 16 à 21, le moulage est effectué au moyen d'un moule 124 en plusieurs parties 126 et 128.

Les deux parties 126 sont solides, rigides et forment des plaques. Elles sont globalement symétriques l'une de l'autre et disposées de part et d'autre du plan de l'âme du cadre 14. Elles présentent chacune une échancrure 130 leur permettant d'enjamber la lisse 116 et d'être en contact par leur pied 132 avec le cadre 14 et la peau 28. Chacune de ces parties 124 réalise un contact étanche tout le long de sa surface de contact avec le cadre, la peau et la surface externe de la lisse. Cette étanchéité est réalisée par exemple en référence à la figure 19 au moyen d'un joint souple torique 134 logé dans une gorge 136 du pied. Dans une variante de réalisation illustrée à la figure 20, le pied 132 est muni d'une série de chicanes 138 se succédant suivant la largeur du pied, aucune de ces chicanes ne recevant un joint.

Le matériau des parties 124 est choisi pour ne pas adhérer au produit élastomère injecté. Il s'agira par exemple de PTFE (polytétrafluoroéthylène) ou encore de polyamide 1,1 dénommé rilsan, par exemple.

Chacune des parties 124 présente une cavité 140 dans laquelle sera injecté le matériau élastomère et destinée à accueillir notamment le pied 122 du cadre. Au-dessus de cette cavité, les parties 124 présentent une face 142 par laquelle elles viennent en contact surfacique avec la face respective du cadre 14. Les deux parties 124 sont serrées l'une contre l'autre par des moyens de serrage tels que des attaches auto-bloquantes 144, 146 s'étendant parallèlement à la lisse 116. L'un 146 de ces moyens de serrage peut être prévu pour avoir une configuration en « V » et passer entre le cadre 14 et la lisse 116, sous le cadre en étant en contact direct avec ce dernier. Ce moyen de serrage vient en appui contre des faces externes chanfreinées 147 des parties 124.

Si la lisse 116 a une forme relativement simple, on peut se contenter d'effectuer le moulage au moyen des deux parties 126. Toutefois, en l'espèce, la lisse a une forme en « S » ouverte d'un côté. Il est préférable dès lors d'utiliser deux autres parties 128 pour le moule. Ces parties sont en l'espèce des bouchons en forme d'os strangulé en son milieu. Ces bouchons sont insérés dans un logement formé par la lisse, à l'intérieur de celle-ci, en étant maintenus au moyen d'un serre-joint 143 les serrant perpendiculairement à l'âme de la lisse. Chacun des bouchons peut dépasser au-dessus de la lisse comme illustré à la figure 21. Le

matériau des bouchons est choisi pour ne pas adhérer avec le produit élastomère injecté. Il pourra s'agir d'une mousse polymère à cellules fermées, par exemple.

On utilise ici également des blocs ou noyaux rigides 149 d'élastomère, polymérisés avant l'injection du reste du matériau et qu'on installe directement dans le logement de la lisse 116 entre sa face 150 tournée vers la peau et cette dernière. On utilise en l'espèce deux blocs 149 disposés l'un au-dessus de l'autre, l'un en appui contre la peau, l'autre en appui contre cette face de la lisse. Ils sont installés au droit de l'âme du cadre 14 avant la fermeture du moule. Ces blocs améliorent la rigidité globale du joint moulé, après solidification.

L'injection est réalisée à partir d'une seule des parties 126, au moyen d'un trou d'injection 152 prévu à cet effet, avec un embout relié au réservoir d'élastomère liquide. Les deux parties 126 sont munies de trous d'évent permettant d'assurer le remplissage complet de la cavité.

La réalisation du bloc étanche est faite de la façon suivante.

On nettoie la zone destinée à recevoir le produit élastomère.

On met en place les deux parties 126 du moule à l'avant et à l'arrière du cadre avec leurs moyens de serrage.

On installe les deux blocs 149.

On met en place les deux bouchons 128 en les comprimant d'abord manuellement, ce qui est permis par la section de la lisse. On les serre ensuite au moyen du serre-joint.

Puis on effectue l'injection du matériau élastomère liquide. Dans l'exemple de la figure 20, lors de l'injection, une ou plusieurs des chicanes se remplissent partiellement ou en totalité de produit. Le liquide vient notamment au contact des blocs 149 qui se trouvent noyés dedans.

Après polymérisation de l'élastomère, on enlève les deux bouchons 128, puis les plaques 126 en coupant les attaches auto-bloquantes 144, 146. Une fois ôtées les parties 126, on coupe à nouveau les attaches auto-bloquantes au ras des faces (notamment la face 147) du bloc 118 d'élastomère solidifié 118 dont elles émergent. Un tronçon de ces attaches reste donc à demeure à l'intérieur du bloc.

La jonction étanche ainsi réalisée ne cache aucune fixation structurale de sorte que restent accessibles la liaison entre le cadre et la peau, la liaison entre la lisse et la peau, etc.

On effectue ces opérations sur le même cadre pour chacune des lisses. Les dimensions externes du bloc d'élastomère moulé 118 installé à chaque traversée de lisse sont identiques pour toutes les lisses, et ce bien que les lisses puissent avoir des sections de forme et/ou de dimensions différentes suivant le tronçon de

lisser considéré. Il en est de même pour les trous de passage (souvent appelés trous de souris) qui désignent l'espace entre le cadre et la lisse considérée, espace qui peut avoir des découpes différentes en fonction des dimensions de la lisse et de la direction de pose du cadre. Les différents tronçons de cadre pourront eux aussi avoir des dimensions différentes. Le moule qui vient d'être décrit peut être utilisé à chaque fois malgré ces différences de dimensions et de configurations, les dimensions du moule ayant été choisies suffisamment grandes pour qu'il soit compatible avec toutes ces situations.

On a illustré à la figure 23 le diagramme des forces exercées sur une poutre intermédiaire 40 par les tronçons de membrane 60 qu'elle porte. Nous allons voir plus loin comment la cloison est réalisée afin que ces forces soient équilibrées lorsque les deux poutres 40 les plus proches ne sont pas à égale distance de cette poutre intermédiaire.

La figure 22 illustre a contrario le cas dans lequel ces forces ne seraient pas équilibrées.

On désigne par ℓ_1 la distance, mesurée suivant la direction Y, séparant l'âme de la poutre intermédiaire 40 de l'âme de la poutre située à gauche et supportant conjointement avec elle le tronçon 60 de gauche. On désigne pareillement par ℓ_2 la distance entre les âmes des poutres 40 supportant le tronçon de membrane situé à droite. On suppose ici que les distances ℓ_1 et ℓ_2 sont différentes l'une de l'autre, la distance ℓ_2 étant par exemple ici égale à environ 1,5 fois la distance ℓ_1 .

La poutre 40 subit dans une section horizontale courante une force F_1 exercée par le tronçon de membrane situé à sa gauche et une force F_2 exercée par le tronçon de membrane situé à sa droite. Nous supposons ici que ces forces s'étendent dans un plan horizontal.

L'angle θ_1 désigne l'angle de la force F_1 , qui s'exerce suivant la direction de la tangente à la membrane au bord de cette dernière, par rapport à la direction Y, et l'angle θ_2 l'angle analogue relatif à la force F_2 . Dans cette situation, les deux angles θ_1 et θ_2 sont égaux. Cela vient du fait que les faces avant 50 des ailes 48 forment elles aussi avec la direction Y des angles respectifs θ_1 et θ_2 égaux, les ailes étant symétriques l'une de l'autre par rapport au plan de l'âme de la poutre 40.

Compte tenu de la différence de distances, la force F_2 a une intensité plus grande que la force F_1 . Ces deux forces s'exerçant suivant des directions symétriques par rapport au plan de l'âme, elles ont une résultante R dirigée vers l'arrière qui n'est pas inscrite dans le plan de l'âme mais se trouve dirigée vers la droite. La poutre 40 n'est donc pas chargée de façon équilibrée ou symétrique par les deux tronçons 60. Cette résultante a pour point d'application l'extrémité avant

de la section horizontale de la poutre. Elle engendre un moment de torsion autour d'un centre d'inertie 63 de la section, situé dans l'âme de la poutre à mi-distance de ses bords avant et arrière. Il existe une distance d non nulle entre ce centre d'inertie et la résultante R de sorte que cette dernière engendre un moment de torsion autour du centre d'inertie. Dans une telle situation, il faut donc doter la poutre d'une quantité de matière importante lui permettant de résister à un tel moment de torsion, sachant qu'elle doit par ailleurs résister classiquement à un moment de flexion et à un effort normal.

Dans la situation de la figure 23, les distances ℓ_1 et ℓ_2 sont les mêmes que dans la figure 22 mais les angles θ_1 et θ_2 sont cette fois différents. Ils sont choisis de sorte que la résultante S des forces F_1 et F_2 soit comprise dans le plan de l'âme de la poutre 40 et donc parallèle à la direction X . Ce résultat est obtenu en choisissant l'inclinaison des faces avant 50 des ailes 48, qui ne sont plus symétriques, de sorte qu'elles forment avec la direction Y des angles respectifs θ_1 et θ_2 tels que :

$$\theta_2 = \arctan (\tan \theta_1 \times \ell_1 / \ell_2)$$

Les faces 50 contre lesquelles les tronçons de membrane sont en contact surfacique ont la même inclinaison θ_1 et θ_2 respectivement par rapport à la direction Y . On adapte la forme et/ou les dimensions de chaque tronçon pour obtenir ce résultat. On sera par exemple amené à augmenter le rayon de courbure du tronçon de droite par comparaison avec la situation de la figure 22. Il s'ensuit une augmentation éventuelle de masse et de volume mais qui n'est pas significative et est au contraire négligeable par rapport à l'économie de masse totale sur la cloison engendrée par cette disposition. Il n'y a donc plus de résultante parasite de torsion.

Ainsi, la forme de chaque tronçon de membrane prend en compte la géométrie réelle de l'ancrage de ce tronçon sur les poutres qui lui-même tient compte de l'écartement entre les poutres. On minimise donc les efforts que les tronçons de membrane 60 impriment aux structures primaires.

Sur les poutres pour lesquelles les distances ℓ_1 et ℓ_2 sont égales, les angles θ_1 et θ_2 sont égaux.

Dans la plus grande partie de sa longueur, chaque tronçon de membrane est formé par une unique couche de poly-para-phénylène téréphtalamide imprégnée de silicone. On peut donner à la membrane une masse de $0,5 \text{ kg/m}^2$. Ce choix de matériau permet de minimiser la masse de chaque tronçon de membrane et la rend équivalente en termes de résistance à une membrane en alliage d'aluminium de $0,2 \text{ mm}$ d'épaisseur. Or un tel produit n'est pas disponible, son installation est peu

envisageable en raison de sa fragilité, et on devrait lui donner au minimum une épaisseur de 1 mm pour des raisons de fabrication et de robustesse face au facteur humain. On réalise donc un gain de masse d'environ 500 % par rapport à une membrane équivalente en alliage aluminium. La robustesse de la membrane est assurée malgré sa faible masse. Son retournement en cas d'inversion de pression différentielle ne pose pas de problème. Les tronçons de membrane résistent non seulement à des sollicitations simples de pression et de dépression mais peuvent aussi cohabiter avec les usages et dégradations possibles d'origine humaine.

Comme illustré à la figure 24, il est avantageux que le matériau de la membrane s'étende en double épaisseur à l'endroit où la membrane est prise en sandwich entre la bride 64 et l'aile 48, sachant qu'il s'agit d'une zone où la membrane est particulièrement sollicitée. Ce doublement de l'épaisseur pourra être réalisé en pliant simplement le matériau formant la membrane et en disposant dans le creux du pli un élément de renfort tel qu'un jonc 67 évitant l'écrasement de ce dernier. Ce jonc 67 aura par exemple un diamètre compris entre 2 et 3 mm. Il est réalisé en l'espèce dans un matériau polyamide. Ce jonc s'étend à distance de la zone de contact surfacique entre la bride 64 et l'aile 48 et n'est pas pris en sandwich entre elles.

Le jonc 67 pourra être disposé dans le moule servant à l'imprégnation de la résine avec le matériau élastomère. Pour cela, le matériau imprégné, formant une seule couche, reçoit le jonc et est plié sur ce dernier avant la polymérisation de l'élastomère.

La bride 64 présente, en regard du tronçon de membrane 60, de même côté que le centre de courbure de cette dernière, une face 69 de forme cylindrique s'étendant en regard de la membrane et dont le propre centre de courbure est situé du côté de la face 69 opposé à la membrane. En cas de retournement de la membrane, cette face accueille la membrane qui peut y prendre appui sans risquer de se déchirer.

La cloison 20 décrite ci-dessus présente de nombreux avantages. Il est possible de la monter et de la démonter. L'étanchéité est assurée par des moyens qui prennent en compte les déformations structurales imposées par l'usage de l'avion et l'imprécision géométrique éventuelle des différentes parties à étancher, notamment si l'avion est déjà fabriqué. La combinaison des parties fixes et rigides permet elle aussi une telle prise en compte. Le nombre de fixations à poser et/ou à démonter lors du montage ou du démontage dans le fuselage est réduit.

Le temps de démontage de la cloison sera par exemple inférieur à 24 heures.

La masse de l'ensemble de la cloison sera par exemple d'environ 800 kg.

Grâce à l'invention, deux opérateurs peuvent à eux seuls installer très rapidement une cloison étanche telle que décrite, ou encore la démonter pour l'ôter. Ces avantages peuvent résulter notamment du fait que le nombre de supports de la cloison est réduit et que ceux-ci sont reliés au reste de l'avion par un nombre de points de fixation lui aussi relativement réduit.

La cloison s'étend de préférence sur la plus grande partie de la superficie transversale du volume interne du fuselage.

Comme on le voit sur la figure 1, la cloison 20 une fois en place sépare une zone 109 située à l'avant de la cloison et une zone 111 située à l'arrière. La zone 109 pourra être soumise à la pression cabine au contraire de la zone 111. Ou la zone 111 pourra contenir un liquide tel que du carburant au contraire de la zone 109.

On pourra prévoir que le panneau supérieur 24 est stabilisé au moyen de plusieurs ferrures de liaison à la peau 28, ces ferrures s'étendant par exemple le long de quatre cadres consécutifs. On pourra prévoir que le panneau inférieur 26 est stabilisé de même. Le sous-ensemble rigide 22 peut comprendre en outre deux profilés spéciaux porte-joints installés à gauche et à droite sur le cadre.

Bien entendu, on pourra apporter à l'invention de nombreuses modifications sans sortir du cadre de celle-ci.

REVENDICATIONS

- 5 1. Aéronef (2) caractérisé en ce qu'il comporte une partie structurale, telle qu'un fuselage (4), une voilure ou un empennage, comprenant :
- une paroi (28) séparant l'intérieur et l'extérieur de la partie et comprenant des portions délimitant entre elles un volume interne de la partie, et
 - au moins une cloison structurale (20) séparant l'une de l'autre des zones, par
- 10 exemple avant (109) et arrière (111), du volume, la cloison comprenant au moins une membrane souple (60) apte à se déformer et au moins deux supports (34), de préférence rigides, supportant la membrane de façon discontinue, la cloison (20) étant fixée à la partie (4) par des moyens démontables.
2. Aéronef selon la revendication précédente dans lequel chaque support est
- 15 lié aux autres supports par ses seules extrémités.
3. Aéronef selon au moins l'une quelconque des revendications précédentes dans lequel la cloison (20) sépare les deux zones (109, 111) de façon étanche, la partie comportant de préférence au moins un cadre (14), au moins une lisse (116) et un bloc moulé (118) formant une jonction étanche entre le cadre et la lisse.
- 20 4. Aéronef selon au moins l'une quelconque des revendications précédentes dans lequel la membrane (60) comprend un élastomère armé.
5. Aéronef selon au moins l'une quelconque des revendications précédentes dans lequel la partie (4) comprend au moins un panneau transversal (24, 26) reliant les supports (34) au reste de la partie, les panneaux étant de préférence au moins
- 25 au nombre de deux et tels que les supports (34) sont reliés à la partie (4) indépendamment de la membrane (60) exclusivement par les panneaux.
6. Aéronef selon au moins l'une quelconque des revendications précédentes dans lequel les supports sont verticaux.
7. Aéronef selon au moins l'une quelconque des revendications précédentes
- 30 dans lequel la membrane est formée en plusieurs parties disjointes.
8. Aéronef selon au moins l'une quelconque des revendications précédentes dans lequel la cloison (20) comporte :
- au moins deux tronçons de membrane (60) ; et
 - au moins trois organes (40) de support des tronçons, se succédant suivant
- 35 une direction transversale (Y), l'organe intermédiaire (40) dans la succession

portant les deux tronçons, les tronçons étant disposés de sorte que :

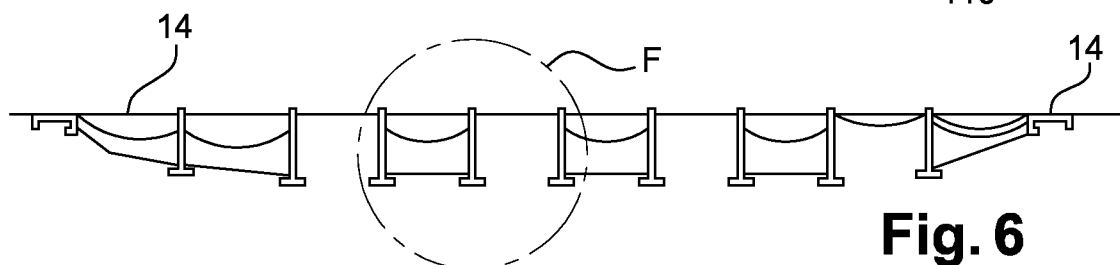
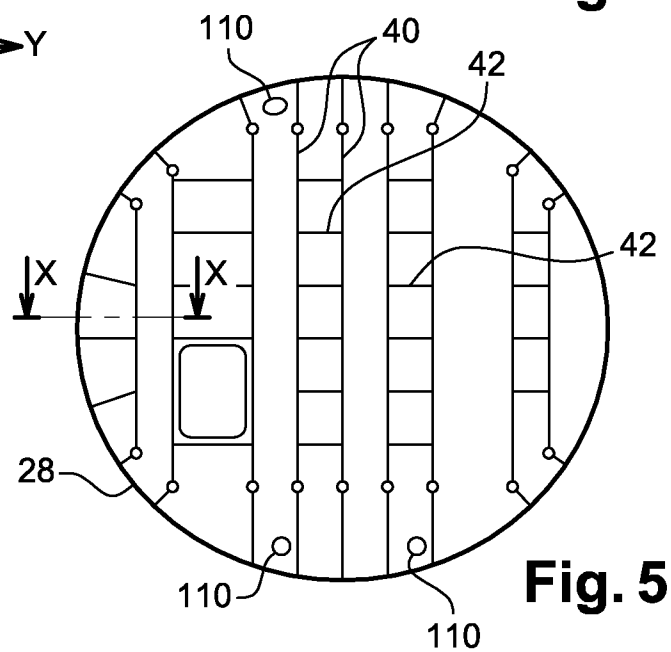
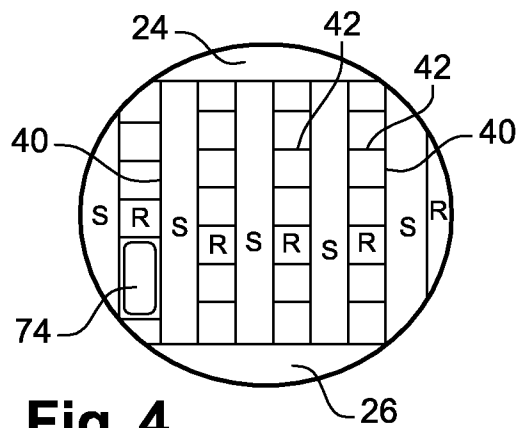
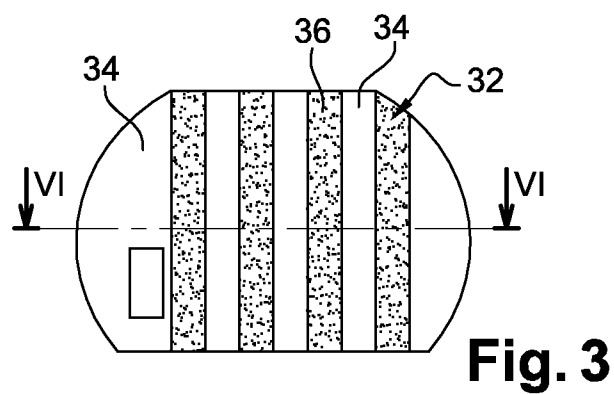
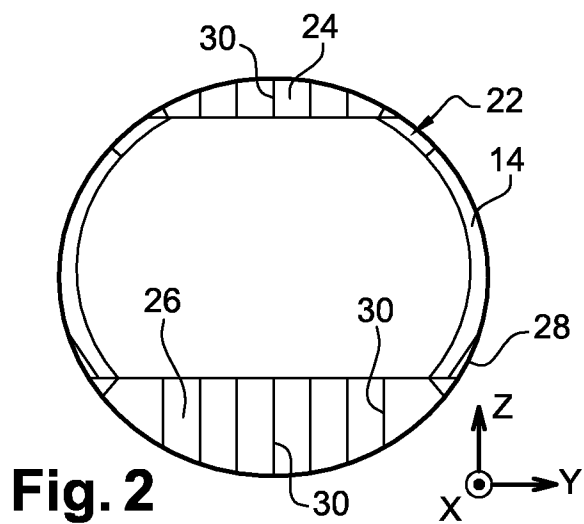
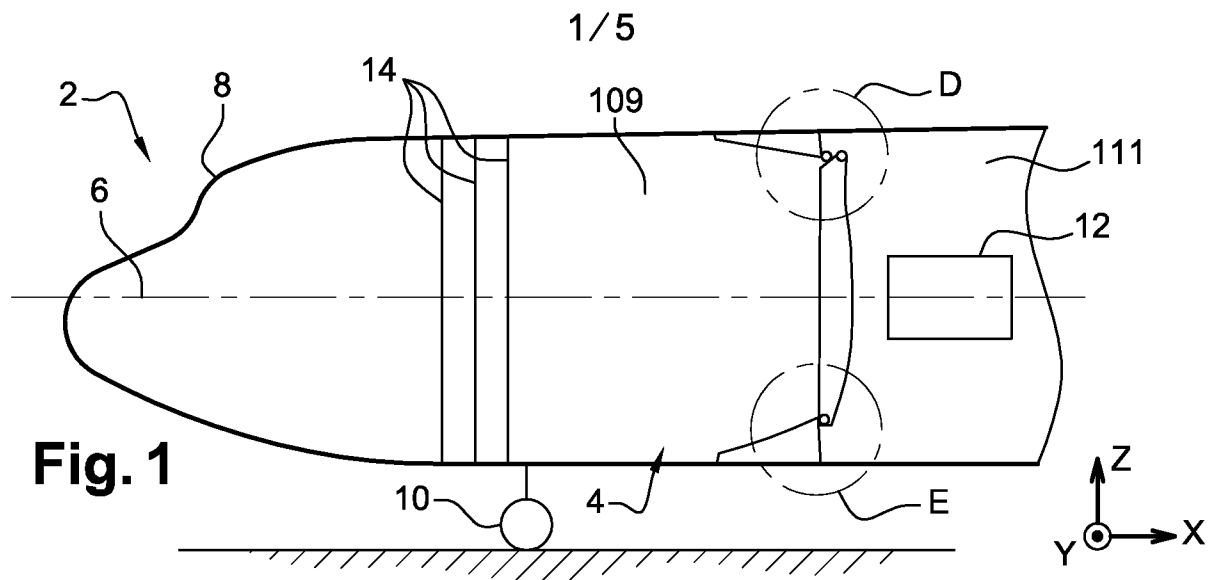
$$\theta_2 = \arctan (\tan \theta_1 \times \ell_1 / \ell_2)$$

où :

- θ_i , avec $i = 1$ ou 2 , désigne un angle non nul entre la direction transversale (Y) et une tangente au tronçon i , à sa jonction avec l'organe intermédiaire (40) ; et
- ℓ_i désigne une distance entre des âmes des organes (40) portant la membrane i , ℓ_1 étant différent de ℓ_2 .

9. Aéronef selon au moins l'une quelconque des revendications précédentes dans lequel la partie structurale est un fuselage (4).

10. Procédé caractérisé en ce que, dans un aéronef (2) comprenant une paroi (28) d'une partie structurale, telle qu'un fuselage (4), une voilure ou un empennage, séparant l'extérieur et l'intérieur de la partie et telle que des portions de la paroi délimitent entre elles un volume interne de la partie, on installe au moins une cloison structurale (20) séparant l'une de l'autre des zones, par exemple avant (109) et arrière (111), du volume, la cloison comprenant au moins une membrane souple (60) apte à se déformer et au moins deux supports (34) supportant la membrane de façon discontinue, l'installation ayant lieu notamment après que l'aéronef ait volé, l'installation ayant lieu en fixant la cloison à la partie (4) par des moyens démontables.



2 / 5

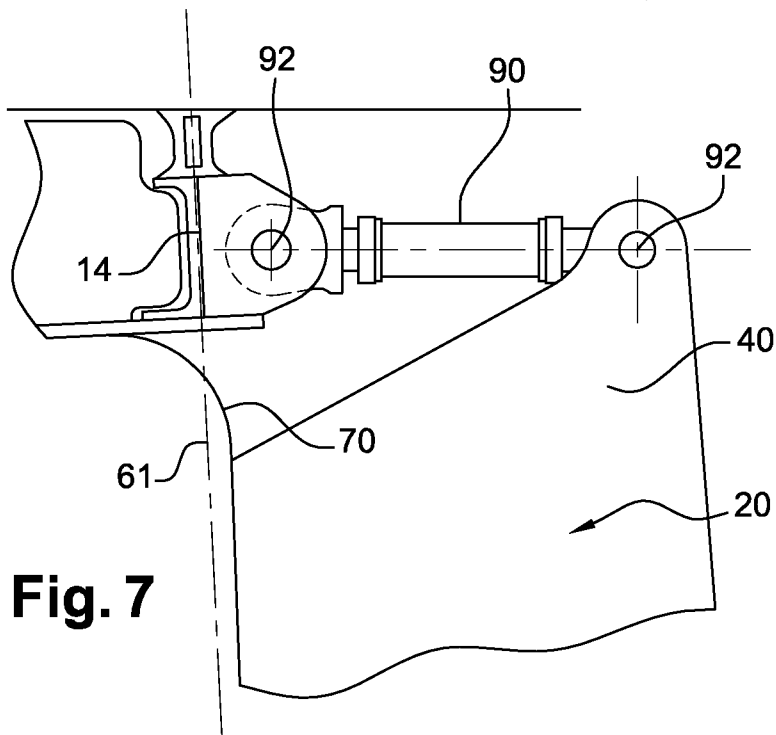


Fig. 7

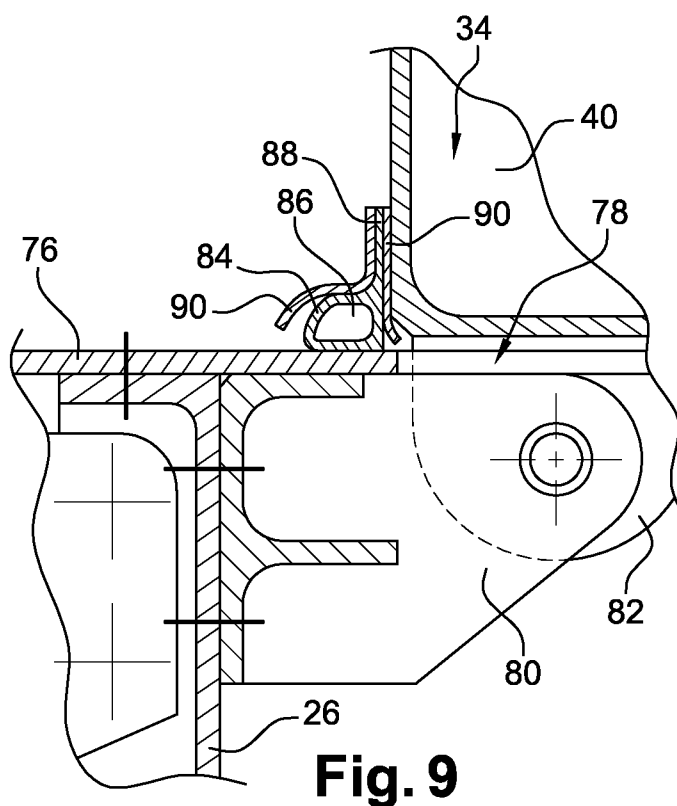


Fig. 9

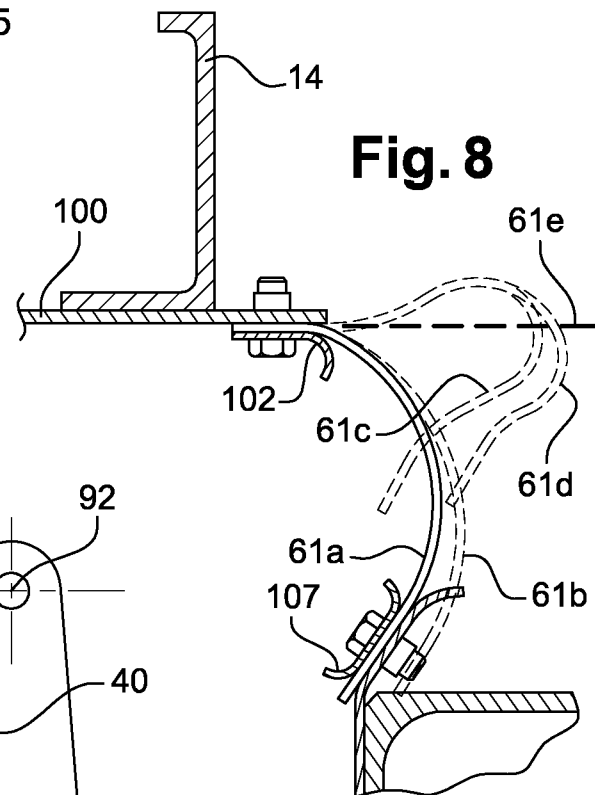


Fig. 8

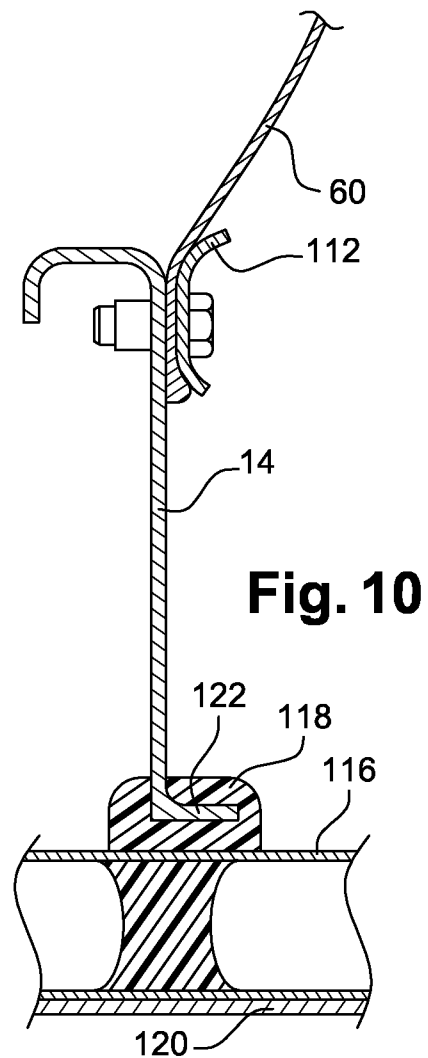
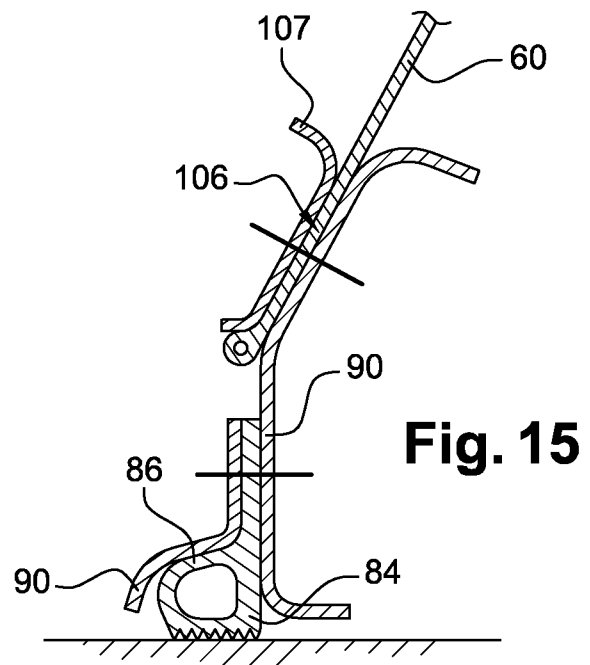
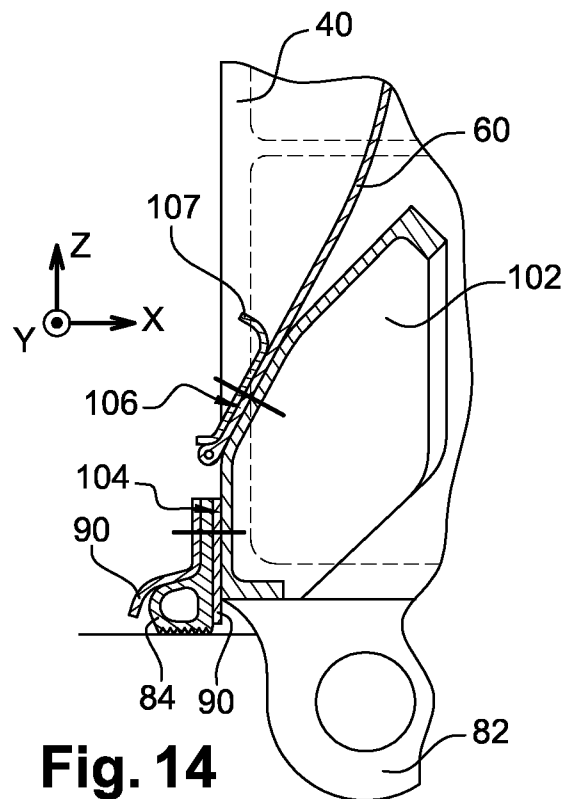
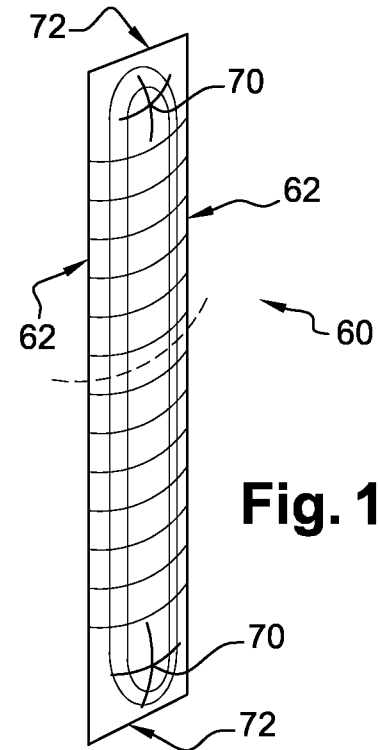
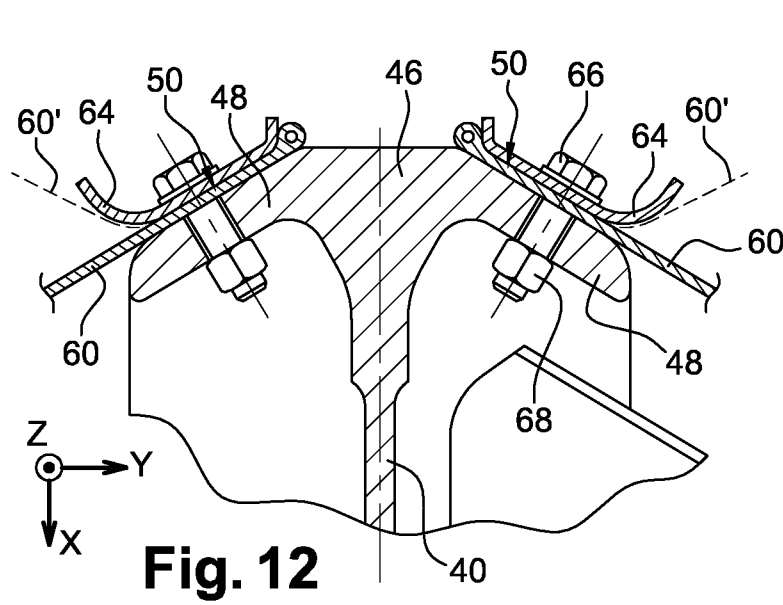
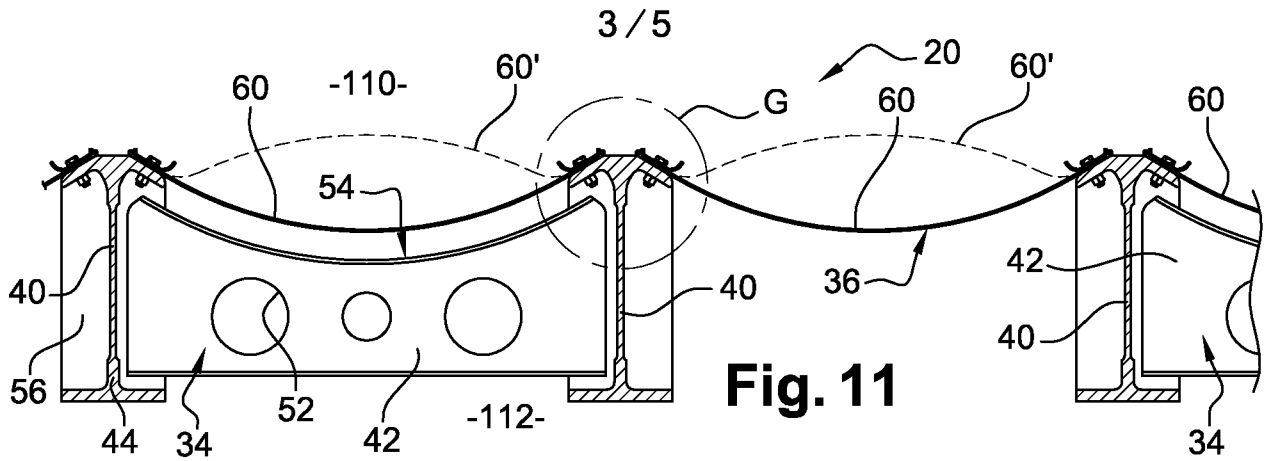


Fig. 10



4 / 5

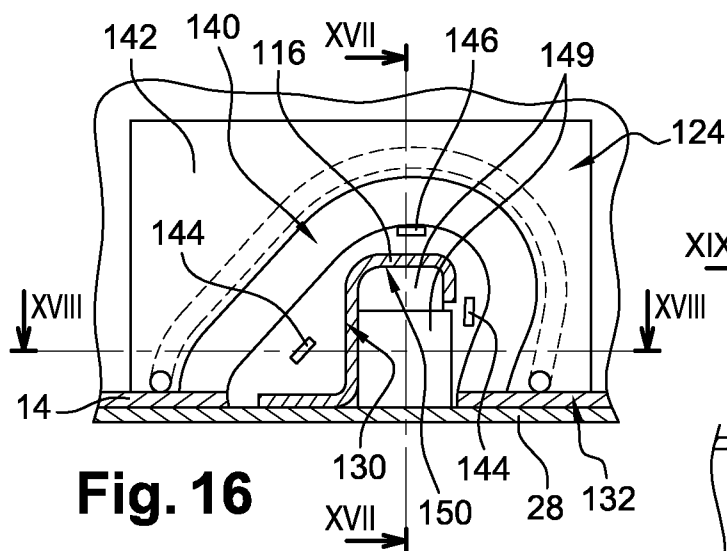


Fig. 16

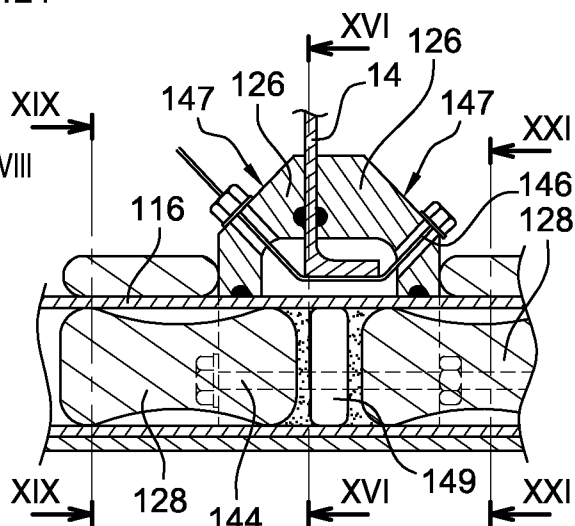


Fig. 17

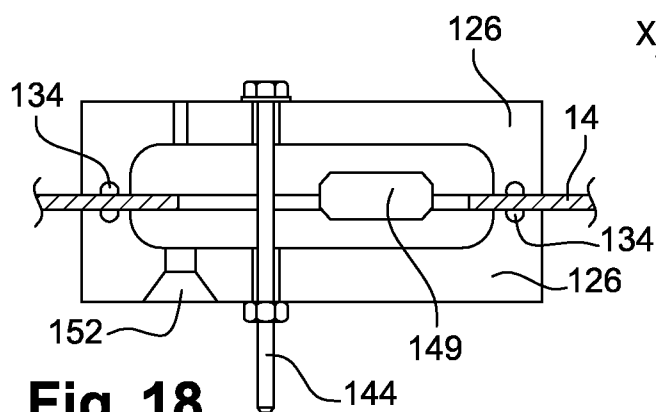


Fig. 18

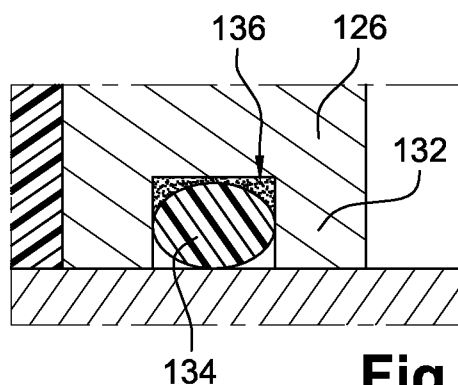


Fig. 19

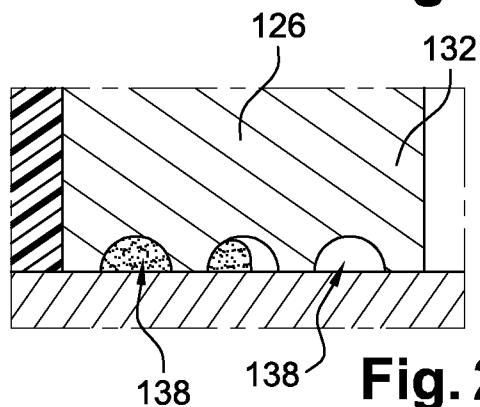


Fig. 20

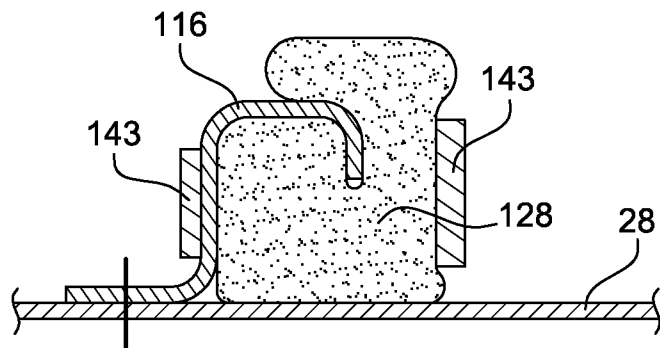


Fig. 21

5 / 5

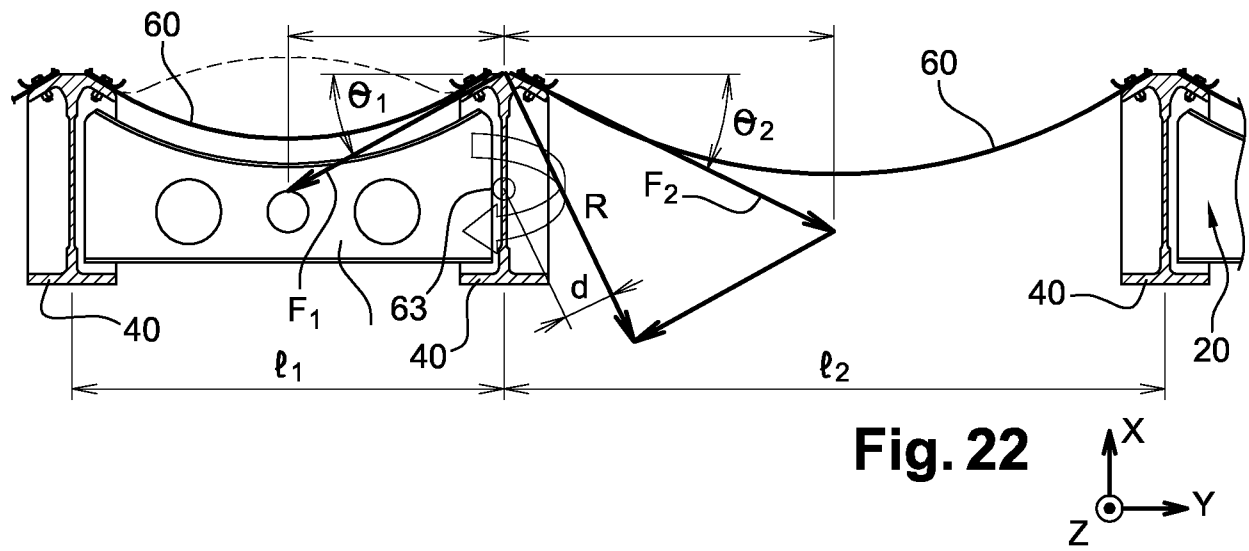


Fig. 22

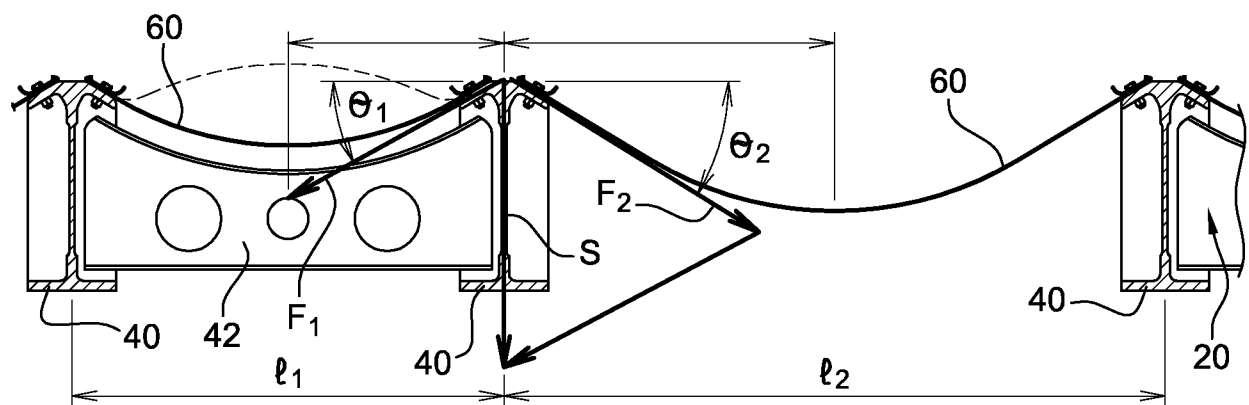


Fig. 23

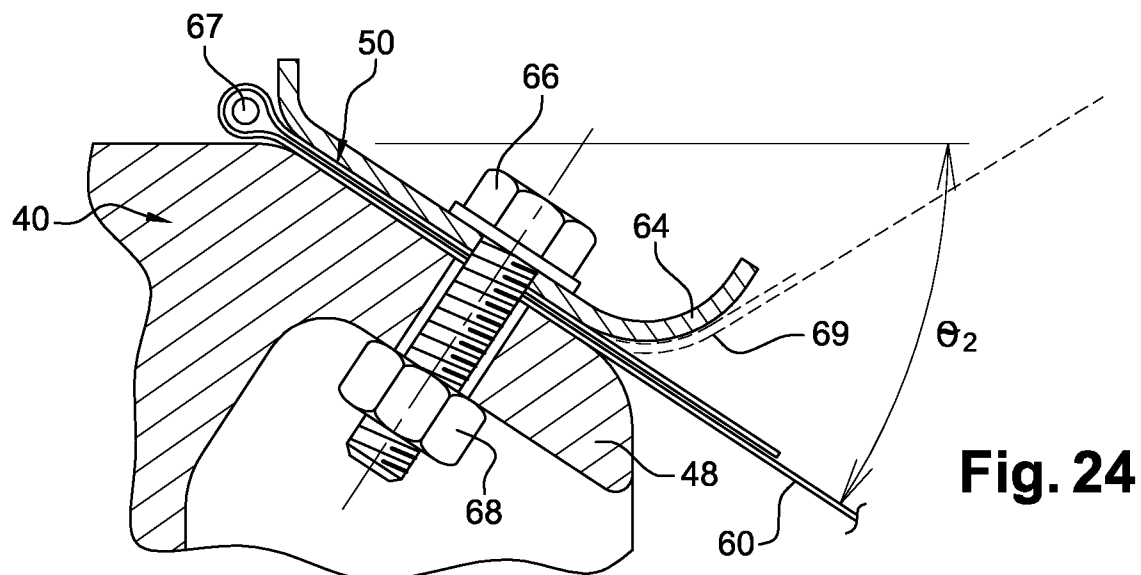


Fig. 24