

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication :

3 040 366

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national :

15 58034

⑤1 Int Cl⁸ : **B 64 C 1/40** (2017.01)

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 28.08.15.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 03.03.17 Bulletin 17/09.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

☐ Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : **AIRBUS OPERATIONS** Société par
actions simplifiée — FR.

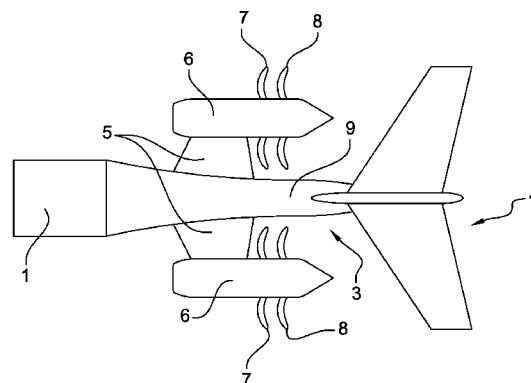
⑦2 Inventeur(s) : LACOMBE JEAN-CLAUDE et ANTY-
PAS JEROME.

⑦3 Titulaire(s) : **AIRBUS OPERATIONS** Société par
actions simplifiée.

⑦4 Mandataire(s) : **BREVALEX** Société à responsabilité
limitée.

⑤4 **STRUCTURE D'AERONEF POSSEDANT DES PROPRIETES DE BOUCLIER ACOUSTIQUE.**

⑤7 Une zone de structure d'aéronef telle qu'un fuselage
est dotée de propriétés de bouclier acoustique, par exemple
devant une portion (9) exposée au bruit de moteurs (6, 7, 8).
Elle comprend un raidissage spécial qui augmente ses fré-
quences propres au-delà des fréquences d'excitation. La
zone améliorée sert donc de filtre mécanique passe-haut à
l'égard des fréquences d'excitation.



FR 3 040 366 - A1



STRUCTURE D'AERONEF POSSEDANT DES PROPRIETES DE BOUCLIER ACOUSTIQUE

DESCRIPTION

L'invention présente concerne une structure d'aéronef présentant des propriétés de bouclier acoustique.

5 Une application importante de l'invention sera décrite en liaison aux figures 1 et 2. Une conception d'aéronef comporte, derrière un fuselage de cabine 1 sur lequel s'embranchent les ailes 2, un cône arrière 3 adjacent à un empennage 4 arrière, et sur lequel s'embranchent des mâts 5 porteurs des moteurs 6. Les moteurs 6 peuvent
10 consister en des hélices, par exemple des hélices contrarotatives 7 et 8 non carénées. Les vibrations acoustiques qu'elles produisent peuvent alors être facilement transmises à une portion 9 du cône arrière 3 adjacente au mât 5, près de laquelle les bouts des pales des hélices 7 et 8 passent, et de là au fuselage de cabine 1, ce qui serait incommode, risquerait d'exposer à des dommages par fatigue des matériaux, et qu'on veut donc éviter.

15 On propose ici de s'opposer à cette propagation des vibrations, notamment par voie acoustique, par une construction particulière du fuselage. Il a en effet été constaté que le spectre d'émission du bruit des moteurs 6 était concentré à des fréquences assez basses, pouvant être aux alentours de 110 Hz. Les fuselages connus, conçus avant tout pour résister à d'autres sollicitations mécaniques, ont des premiers
20 modes propres de résonance à des fréquences basses, de quelques dizaines de hertz. Néanmoins, ils ne s'opposent pas suffisamment à la propagation des vibrations acoustiques. L'idée à l'origine de l'invention a donc été, au contraire, de construire le fuselage (du moins une portion de celui-ci adjacente à la source des vibrations acoustiques, ou encore située entre cette source et une partie principale du fuselage,
25 telle que le fuselage de cabine 1) de façon que son premier mode propre de résonance soit nettement au-dessus de la fréquence d'excitation principale et que le fuselage se comporte donc comme un filtre passe-haut à l'égard de la propagation des vibrations acoustiques.

Un fuselage consiste en une peau continue raidie par des raidisseurs entrecroisés. Les croisements des raidisseurs divisent ceux-ci en segments, et le raidissage divise la peau en panneaux délimités par les segments de raidisseurs. Il existe notamment des raidissages isogrilles (« isogrid ») où les panneaux sont triangulaires et des raidissages orthogonaux composés de raidisseurs longitudinaux appelés lisses et de raidisseurs transversaux, appelés cadres et qui suivent la courbure du fuselage, les panneaux étant alors quadrangulaires. L'invention s'applique à tous les genres de raidissage.

On a été amené, pour augmenter les fréquences propres du fuselage et le rendre conforme à l'invention, à le rendre plus rigide. La rigidification d'une structure est assurée par l'ajout de matière, en rendant ses éléments plus épais ou plus massifs, ou en augmentant la densité du raidissage. Il a toutefois été constaté qu'une rigidification irréfléchie ne mènerait au but souhaité qu'avec une augmentation de matière et de poids tout à fait inacceptable. On propose avec l'invention une structure satisfaisant à cette double contrainte d'être rigide à l'égard des vibrations tout en restant assez léger.

La structure que l'invention peut perfectionner n'est pas limitée à un cône arrière de fuselage, mais elle peut au contraire consister en toute structure d'aéronef composée de cellules délimitées par des raidisseurs se croisant et comprenant encore un panneau d'une paroi, ou peau, sur laquelle ces raidisseurs sont fixés. D'autres exemples concevables sont une structure d'empennage dans le cas où les moteurs seraient attachés à elle, ou un fuselage principal (de cabine) si les mâts porteurs des moteurs sont attachés à une voilure raccordée à ce fuselage principal. Les raidisseurs peuvent être longitudinaux et transversaux comme dans l'exemple détaillé, ou autres, notamment isogrilles comme on l'a mentionné. On appellera panneau la portion de paroi qui appartient à une cellule. Et les moteurs ne sont pas limités aux moteurs à hélices contrarotatives, mais pourraient concerner tout moteur d'aéronef.

Sous une forme générale, l'invention concerne une structure d'aéronef, comprenant une peau continue et des raidisseurs fixés à la peau, les raidisseurs s'entrecroisant et se composant de segments s'étendant chacun entre deux intersections avec d'autres des raidisseurs et la peau se composant de panneaux délimités par lesdits

segments, caractérisée en ce que les panneaux et/ou les segments ont des premières fréquences propres de vibrations supérieures à une limite, la limite étant à 150 Hz au moins. De façon préférée, cette limite peut être fixée plutôt à 200 Hz, ou, de façon encore plus préférée, à 250 Hz. Cette dernière limite est non seulement plus éloignée de la fréquence fondamentale d'excitation typique, mais aussi supérieure à celle de son premier harmonique (220 Hz typiquement).

Avec de telles limites, la structure faisant office de bouclier acoustique reste à peu près inerte à l'égard de vibrations produites par les moteurs usuels, notamment à hélice. Il a été constaté que le raidissement apparemment considérable réalisé par rapport aux structures raidies classiques, dont les fréquences propres de résonance sont de quelques dizaines de hertz seulement, pouvait être obtenu avec un alourdissement de structure modéré, parfaitement acceptable. L'accroissement de rigidité et l'élévation de la première fréquence propre au-dessus des seuils indiqués ci-dessus peut concerner donc, en général, un seul des éléments des cellules parmi les panneaux et les segments de certains au moins des raidisseurs, mais l'arrêt des vibrations est meilleur si cet accroissement concerne plusieurs des éléments, et encore meilleur s'il les concerne tous. Une réalisation préférée de l'invention comprend donc ce dernier cas, où les segments de tous les raidisseurs, de même que les panneaux qu'ils délimitent, ont tous un premier mode propre de résonance supérieur à une des limites indiquées.

Selon un mode de réalisation préféré de l'invention, notamment si les raidisseurs sont orthogonaux (longitudinaux et transversaux), certains au moins des raidisseurs ont une section dite en oméga comprenant une âme et deux ailes, l'âme étant parallèle à la peau et distante d'elle, les ailes joignant la peau à des bords opposés de l'âme. Les raidisseurs de cette section ont des fréquences propres élevées à poids donné, ce qui les rend particulièrement utiles ici. Le choix d'une telle section de raidisseur appropriée est particulièrement utile pour les raidisseurs longitudinaux s'ils existent. Les raidisseurs transversaux peuvent avoir une section de même forme, mais cela est moins important puisqu'ils sont déjà relativement massifs et rigides dans les conceptions connues. Il est toutefois avantageux qu'ils possèdent aussi cette section en oméga. On

peut adjoindre à cette section, pour tous les raidisseurs, des bordures jointes aux ailes et en appui sur la peau, divergeant l'une de l'autre à partir des ailes, ce qui renforce considérablement la rigidité avec un ajout modeste de matière. Une autre possibilité, qui s'est révélée particulièrement utile pour les raidisseurs transversaux s'ils existent, est de construire l'âme avec une épaisseur renforcée, avec ici aussi un effet important de rigidification.

Un autre facteur essentiel pour remonter les fréquences propres de la structure est la densité des raidisseurs, qui permet à la fois de diminuer la longueur libre des segments de raidisseurs perpendiculaires, et la superficie libre des panneaux de peau délimités par deux paires de raidisseurs. Plus particulièrement, il s'est révélé avantageux de réduire le pas d'espacement des raidisseurs les plus rigides (transversaux par exemple), afin de réduire la longueur libre des segments des raidisseurs moins rigides qui les croisent (longitudinaux par exemple). Cela peut se manifester, dans des conceptions où l'invention est appliquée à une partie seulement de la structure, avec un réseau localement plus resserré des raidisseurs les plus rigides à cette partie seulement de la structure.

La matière de la structure conforme à l'invention peut être quelconque, mais une légèreté particulière est attendue avec une construction en matière composite, composée de fibres et de résine.

Une mousse peut aussi être contenue dans des logements formés entre les raidisseurs et la peau de la structure, si ces logements existent, ce qui est le cas avec les sections en oméga.

Un autre aspect de l'invention est un aéronef comprenant une telle structure, notamment, comme on l'a signalé, une portion annulaire d'un fuselage à un cône arrière de l'aéronef où se raccordent des mâts porteurs des moteurs de celui-ci. L'invention peut être localisée alors soit à l'ensemble du cône arrière, soit à une partie de celui-ci, comme un anneau situé devant une zone d'émission acoustique des moteurs.

Les moteurs dont les vibrations doivent être arrêtées sont quelconques, mais peuvent notamment comprendre les moteurs à hélices ou les moteurs hybrides dits à rotor ouvert (« open rotor »).

L'invention sera maintenant décrite plus en détail, dans ses différents aspects, caractéristiques et avantages, au moyen des figures suivantes qui en
5 représentent certaines réalisations, données à titre purement illustratif :

- la figure 1, déjà décrite, représente en perspective un aéronef sur lequel l'invention peut être implantée ;

- la figure 2, également décrite, est un détail de cet aéronef en vue de
10 dessus, représentant le lieu d'implantation possible de l'invention ;

- la figure 3 illustre en plan un raidissage de fuselage classique ;

- la figure 4, un raidissage de ce fuselage modifié selon l'invention ;

- les figures 5 et 6, des sections possibles d'une lisse et d'un cadre ;

- et la figure 7, une variante possible de réalisation des lisses.

La figure 3 représente une disposition de raidissage du cône arrière 3
15 avant l'optimisation caractéristique de l'invention. Le cône arrière 3 s'effile d'une zone antérieure 10, où on trouve les emplantures 11 des mâts 5, à la portion 9 annulaire en face des pales des hélices 7 et 8, puis à une zone postérieure 12, au-delà de la portion 9, où l'empennage 4 est implanté. Le raidissage de la peau du fuselage comprend des
20 premiers raidisseurs qui sont ici des lisses 13 longitudinales essentiellement parallèles entre elles, au nombre de quelques dizaines, et des seconds raidisseurs qui sont ici des cadres 14 circulaires, perpendiculaires aux lisses 13 et au nombre d'une dizaine environ. Les lisses 13 et les cadres 14 se croisent et se divisent donc en segments consécutifs : chaque segment des lisses 13 s'étend entre deux cadres 14 voisins, et vice-versa. La
25 portion 9 étant moins chargée mécaniquement que les autres, les cadres 14 y sont plus espacés, selon des règles traditionnelles de conception. Il existe de nombreux genres de raidisseurs, de sections différentes, utilisés en aéronautique et qui conviennent pour former les lisses 13 et les cadres 14.

La figure 4 illustre une réalisation de fuselage, modifiée selon
30 l'invention, pour posséder la fonction de bouclier acoustique à l'endroit de la portion 9.

La rigidification de la portion 9, destinée à porter ses fréquences propres au-dessus de la fréquence d'excitation acoustique, par exemple au-dessus de 200 Hz, est assurée de plusieurs façons. Une première d'entre elles consiste à prévoir le raidissage avec une densité suffisante, de manière à rendre des panneaux 23 de la peau du fuselage, délimités chacun par des segments de raidisseurs voisins s'entrecroisant, ici par deux lisses 13 voisines et deux cadres 14 voisins, suffisamment peu étendus. Les fréquences propres des panneaux 23 sont augmentées, sans qu'il y ait besoin de rechercher le même but en les épaississant et les alourdissant donc. De plus, comme les longueurs des segments des raidisseurs sont aussi réduites, les fréquences propres de ces segments sont aussi augmentées. Cette disposition est particulièrement utile pour les lisses 13, dont la section est plus petite que celle des cadres 14 : il est donc préconisé de rapprocher les uns des autres les cadres situés dans la portion 9. Selon une disposition préférée de l'invention, les cadres, désormais référencés 15, de la portion 9 sont plus nombreux que les cadres 14 dans la solution de la figure 3, au nombre de trois par exemple au lieu de deux, et les pas d'espacement autour des cadres 15 sont plus petits que les pas autour des cadres 14 des autres zones 10 et 12, alors qu'une mesure inverse était appliquée dans la conception de la figure 3, la portion 9 étant la moins chargée mécaniquement puisque ni l'empennage 4, ni les mâts 5 ne s'y embranchent. Les zones 10 et 12, où l'invention n'est pas appliquée puisqu'elles ne sont pas exposées à une excitation acoustique importante, sont inchangées.

Une autre façon de contribuer à la rigidification est de choisir des raidisseurs adaptés, c'est-à-dire dont les modes propres sont plus élevés à poids identique.

Les lisses 13 ont avantageusement la section en oméga représentée à la figure 5, comprenant une âme 16 centrale, deux ailes 17 obliques et deux bordures 18. Les bordures 18 sont fixées à la peau du fuselage, l'âme 16 est au-dessus d'elle, et les ailes 17 s'étendent entre les bords respectifs de l'âme 16, en faisant des angles obtus, et les extrémités intérieures des bordures 18, qui divergent ensuite l'une de l'autre. Les lisses 13 ainsi construites peuvent offrir la rigidité souhaitée vis-à-vis des vibrations tout

en étant assez petites et légères. Cela est d'autant mieux vérifié que la longueur de leurs segments entre deux cadres 15 voisins est réduite.

Les cadres 15 peuvent avoir une section analogue en oméga, comprenant encore une âme 19, deux ailes 20 et deux bordures 21 disposées de la même façon que pour les lisses 13. La rigidité des cadres 14 et 15 devant toutefois être plus grande, les dimensions et les épaisseurs des cadres 15 sont plus importants. Il est à noter que l'âme 19 a avantageusement une épaisseur renforcée, par exemple d'au moins le double du reste de l'épaisseur des cadres 15, encore pour obtenir une rigidification élevant les modes propres de résonance avec une addition modérée de matière. Ce renforcement s'est révélé moins utile pour les âmes 16 des lisses 13.

Une autre possibilité admissible consisterait à choisir pour les lisses 13 et les cadres 15 les raidisseurs comportant seulement l'âme 16 ou 19 et les ailes 17 ou 20, les bordures 18 et 21 étant absentes, et les bords libres des ailes 17 ou 20 étant alors fixés à la peau du fuselage. Cela est représenté à la figure 5. Cette variante de réalisation est convenable, mais l'on constate que l'optimisation de la portion 9 doit alors être acquise au prix d'une conception d'ensemble plus lourde. Le coût de fabrication est toutefois réduit. Il est à noter que les cadres 15 peuvent plus facilement satisfaire aux conditions de rigidité avec d'autres sections que celles des figures 6 et 7.

Le fuselage composé de la peau et des raidisseurs est avantageusement construit en matière composite pour être aussi léger que possible. Les matières composites principalement envisagées ici comprennent des fibres disposées en plusieurs couches d'orientations différentes (longitudinales, obliques et transversales) dans une matrice de résine solidifiée. Les constructions en aluminium ne sont toutefois pas exclues : on a constaté qu'elles étaient plus lourdes à rigidité équivalente, mais elles ont l'avantage d'être aussi moins coûteuses.

Si les dispositions caractéristiques de l'invention peuvent être appliquées avantageusement sur une partie seulement du fuselage (ici sur la seule portion 9 du cône arrière 3), correspondant à l'endroit exposé en premier aux excitations acoustiques ou vibrations, ou éventuellement sur une portion du fuselage séparant la

zone d'entrée desdites excitations d'une portion à protéger, en particulier une portion principale telle que le fuselage de cabine 1, elles peuvent l'être au fuselage tout entier.

Voici maintenant quelques paramètres d'une conception particulière, considérée comme excellente, de l'invention, et qui assure des fréquences propres à plus de 200 Hz :

Dimensions des sections des lisses 13 et des cadres 15, d'après les notations des figures 5 et 6 :

$$A = 75 \text{ mm}$$

$$B = 15 \text{ mm}$$

$$C = 15 \text{ mm}$$

$$D = 20 \text{ mm}$$

$$E = 1 \text{ mm}$$

$$F = 55^\circ$$

$$G = 139 \text{ mm}$$

$$H = 28,5 \text{ mm}$$

$$I = 34,5 \text{ mm}$$

$$J = 90 \text{ mm}$$

$$K = 6,3 \text{ mm}$$

$$L = 75^\circ$$

$$M = 15,8 \text{ mm}$$

pour 44 lisses 13 et 3 cadres 15 dans la portion 9 ayant 1,6 m de longueur (le pas d'espacement des cadres 15 est donc égal à 0,4 m) et un diamètre moyen de 2,4 m environ.

La peau a une épaisseur de 3,9 mm. Le fuselage (peau et raidisseurs) est en matériau composite ordinaire, à fibres de carbone dans une matrice en résine par exemple.

Les logements 22 présents sous les lisses 13 et les cadres 15, entre eux et la peau, peuvent avantageusement être remplis de mousse dense et hydrophobe qui accroîtrait encore la rigidité du fuselage aux vibrations.

Ainsi qu'on l'a mentionné, la fonction de filtre passe-haut des vibrations transmises à la structure de l'invention, assurée grâce à une élévation importante de fréquences propres par rapport aux conceptions usuelles, n'est pas obligatoirement assurée à la fois par les panneaux 23, les segments des premiers raidisseurs (les lisses 13) et ceux des seconds raidisseurs (les cadres 15), mais elle peut l'être par certains seulement de ces éléments de structure raidie, avec des performances moindres.

REVENDEICATIONS

1) Structure d'aéronef, comprenant une peau continue et des raidisseurs (13, 14, 15) fixés à la peau, les raidisseurs s'entrecroisant et se composant de segments s'étendant chacun entre deux intersections avec d'autres des raidisseurs, et la
5 peau se composant de panneaux (23) délimités par lesdits segments, caractérisée en ce que les panneaux et/ou les segments ont des premières fréquences propres de vibrations supérieures à une limite, la limite étant à 150 Hz au moins.

2) Structure d'aéronef selon la revendication 1, caractérisée en ce que la
10 limite est à 200 Hz.

3) Structure d'aéronef selon la revendication 1, caractérisée en ce que la limite est à 250 Hz.

4) Structure d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisée en ce que les raidisseurs comprennent des premiers raidisseurs (13) qui ont
15 une section en oméga et comprennent une âme (16, 19) et deux ailes (17, 20), l'âme étant parallèle à la peau et distante d'elle, les ailes joignant la peau à des bords opposés de l'âme.

5) Structure d'aéronef selon la revendication 4, caractérisée en ce que les raidisseurs comprenant des seconds raidisseurs (15) qui croisent les premiers
20 raidisseurs, ont une section en oméga et comprennent une âme (16, 19) et deux ailes (17, 20), l'âme étant parallèle à la peau et distante d'elle, les ailes joignant la peau à des bords opposés de l'âme.

6) Structure d'aéronef selon la revendication 4 ou 5, caractérisée en ce que les ailes et l'âme sont planes, et les ailes font un angle obtus avec l'âme.

7) Structure d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 4 à 6, caractérisée en ce que les premiers raidisseurs et/ou les seconds raidisseurs comprennent
25 des bordures (18, 21) posées sur la peau, jointes à des extrémités des ailes et divergeant l'une de l'autre à partir desdites extrémités.

8) Structure d'aéronef selon la revendication 5, caractérisée en ce que l'âme (19) a une épaisseur plus grande que les ailes, au moins pour les seconds raidisseurs, qui sont des raidisseurs transversaux de la structure, qui est un fuselage.

5 9) Structure d'aéronef selon la revendication 8, caractérisée en ce que les premiers raidisseurs, qui sont des raidisseurs longitudinaux, ont une épaisseur uniforme.

10) Structure d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisée en ce qu'une mousse est contenue dans des logements formés entre les raidisseurs et la peau.

10 11) Structure d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, caractérisée en ce que la peau et les raidisseurs sont en matière composite.

15 12) Aéronef comprenant une structure selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que ladite structure est une portion (9) annulaire d'un fuselage d'ensemble de l'aéronef comprenant encore une portion principale, la portion annulaire séparant la portion principale d'une source principale de vibrations.

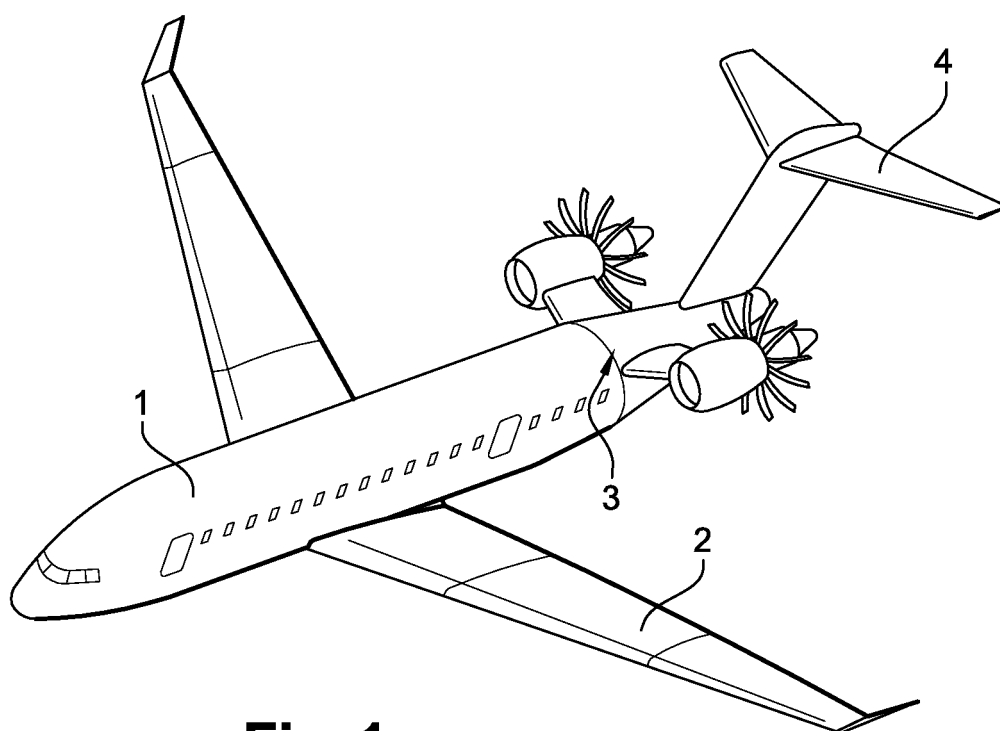
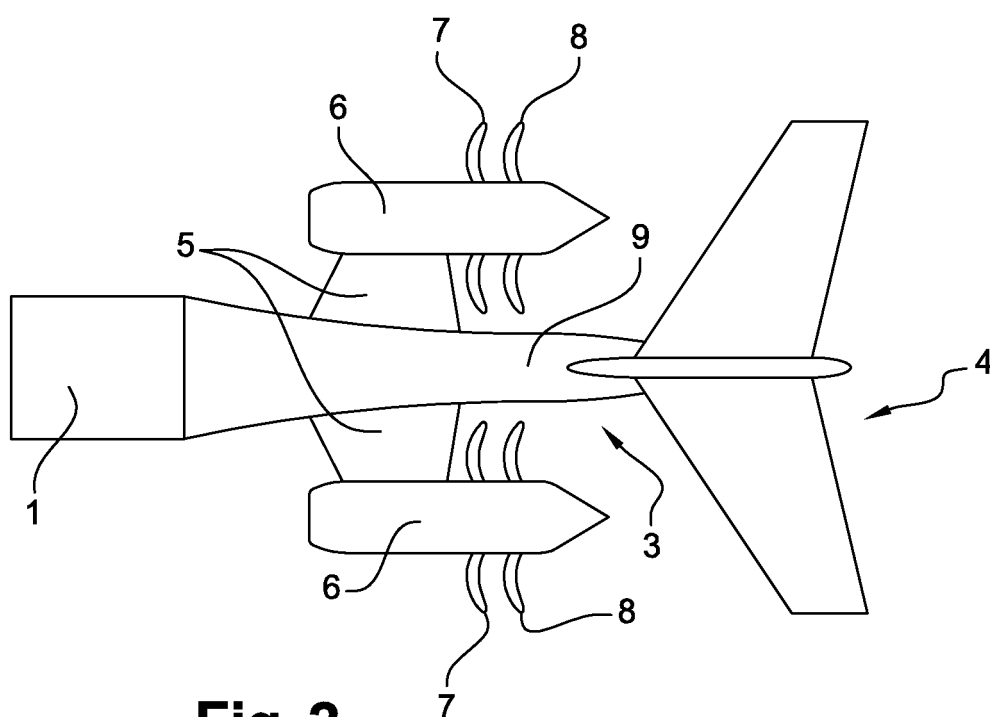
13) Aéronef selon la revendication 12, caractérisé en ce que la portion annulaire est un cône arrière de l'aéronef, ou une portion de ce cône, où se raccordent des mâts (5) porteurs de moteurs (6).

20 14) Aéronef selon la revendication 13, caractérisé en ce que les moteurs sont des moteurs à hélices (7, 8).

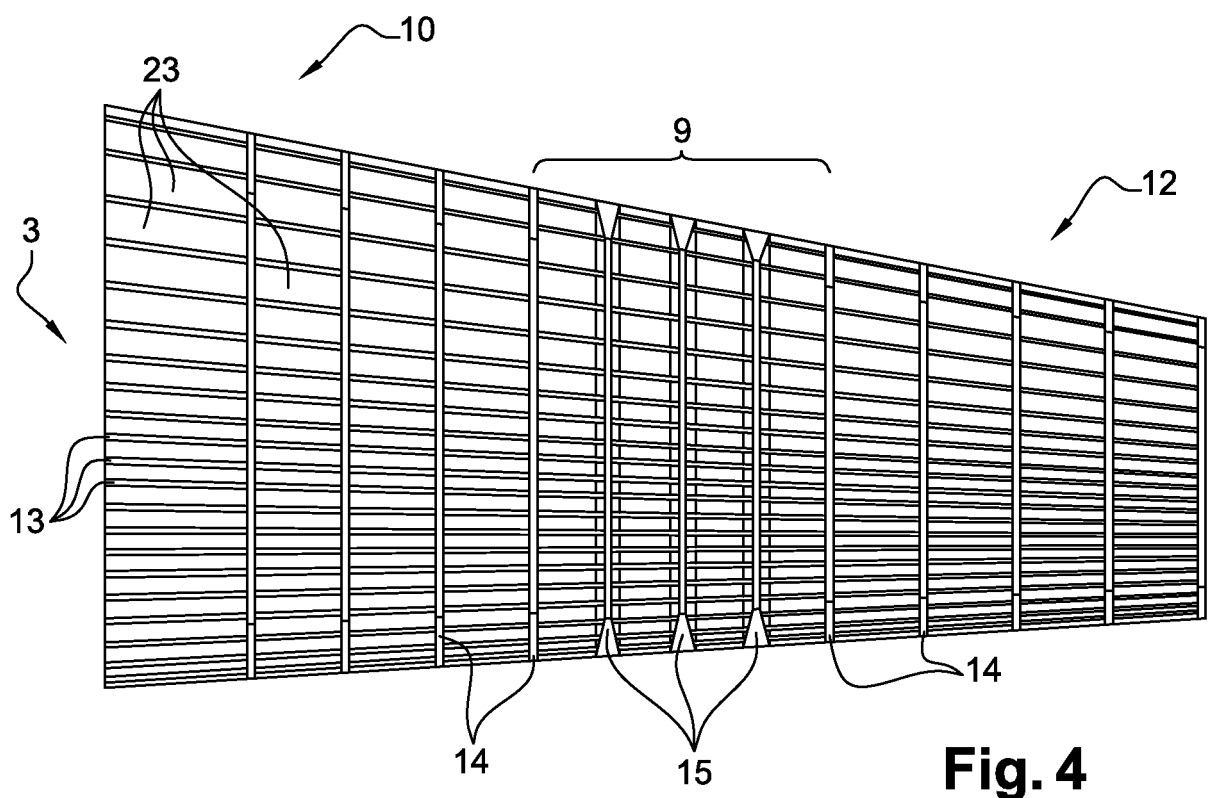
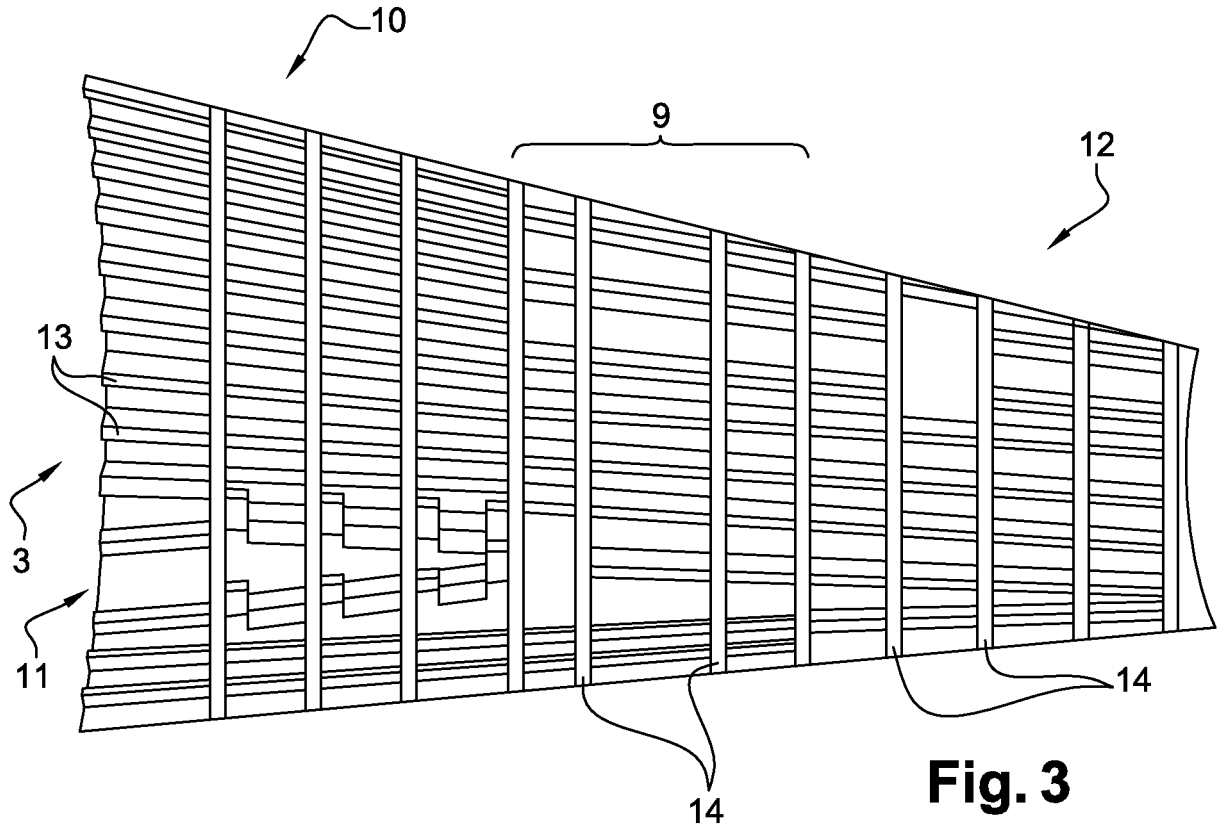
25 15) Aéronef selon l'une quelconque des revendications 12 à 14, caractérisé en ce que ladite portion annulaire et la portion principale du fuselage comprennent des raidisseurs longitudinaux, en nombre identique pour ladite portion annulaire et ladite portion principale, et des raidisseurs transversaux, qui sont plus espacés dans ladite portion principale que dans ladite portion annulaire.

S 58132

1/3

**Fig. 1****Fig. 2**

2 / 3



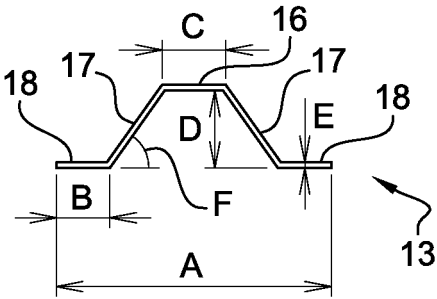


Fig. 5

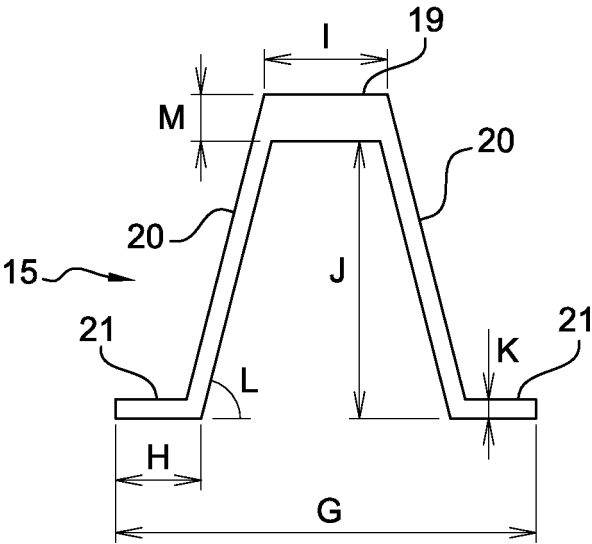


Fig. 6

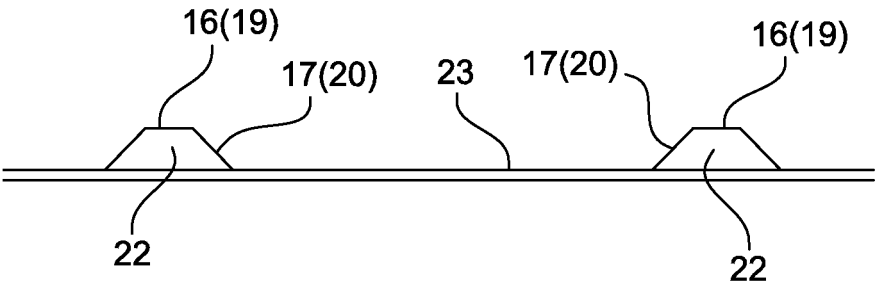


Fig. 7



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 814171
FR 1558034

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2005/253016 A1 (LANDMANN ALAN E [US]) 17 novembre 2005 (2005-11-17)	1-3, 12-14	B64C1/40
Y	* alinéas [0001], [0002], [0021] -	4-6,8,	
A	alinéa [0024] * * figures 1-3 *	10,11 7,9,15	
Y	US 2011/186380 A1 (BEAUVILAIN THIERRY [FR] ET AL) 4 août 2011 (2011-08-04) * alinéas [0001], [0002], [0011] - alinéa [0023] * * alinéas [0038], [0048] * * figure 1 *	10,11	
Y	WO 2008/012570 A2 (AIRBUS UK LTD [GB]; CHILDS THOMAS [GB]) 31 janvier 2008 (2008-01-31) * page 5, ligne 8 - ligne 26 * * figures 3,4,5a *	4-6,8	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
23 juin 2016		He, Alexander	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1558034 FA 814171

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **23-06-2016**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2005253016 A1	17-11-2005	US 2005253016 A1	17-11-2005
		US 2013233644 A1	12-09-2013

US 2011186380 A1	04-08-2011	BR PI0910982 A2	05-01-2016
		CA 2720841 A1	03-12-2009
		EP 2274740 A2	19-01-2011
		FR 2929746 A1	09-10-2009
		US 2011186380 A1	04-08-2011
		WO 2009144404 A2	03-12-2009

WO 2008012570 A2	31-01-2008	AT 490910 T	15-12-2010
		BR PI0714583 A2	30-04-2013
		CA 2656426 A1	31-01-2008
		CN 101495366 A	29-07-2009
		EP 2046639 A2	15-04-2009
		JP 5243424 B2	24-07-2013
		JP 2009544523 A	17-12-2009
		RU 2009105685 A	10-09-2010
		US 2009194636 A1	06-08-2009
		WO 2008012570 A2	31-01-2008
