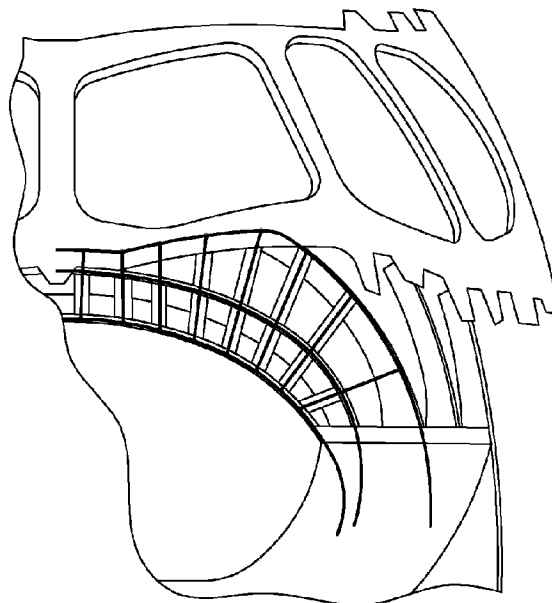




(86) **Date de dépôt PCT/PCT Filing Date:** 2010/03/15
(87) **Date publication PCT/PCT Publication Date:** 2010/09/23
(45) **Date de délivrance/Issue Date:** 2017/03/07
(85) **Entrée phase nationale/National Entry:** 2011/09/15
(86) **N° demande PCT/PCT Application No.:** FR 2010/050449
(87) **N° publication PCT/PCT Publication No.:** 2010/106271
(30) **Priorité/Priority:** 2009/03/19 (FR0951761)

(51) **Cl.Int./Int.Cl. B64C 1/12** (2006.01),
B64C 1/06 (2006.01)
(72) **Inventeurs/Inventors:**
LIEVEN, PATRICK, FR;
CHAVONET, ERIC, FR;
BELLET, DANIEL, FR
(73) **Propriétaire/Owner:**
AIRBUS OPERATIONS (S.A.S.), FR
(74) **Agent:** BCF LLP

(54) **Titre : RAIDISSEURS SOUS BAVETTE POUR AERONEF**
(54) **Title: UNDER-FLAP STIFFENER FOR AIRCRAFT**



(57) **Abrégé/Abstract:**

L'ensemble de raidisseurs structuraux longitudinaux, pour un aéronef comportant dans la partie avant de son fuselage, un pare-brise, en léger retrait par rapport au nez de l'avion, une partie du fuselage (bavette) venant dans le prolongement du nez de l'avion jusqu'au pied du pare-brise, lesdits raidisseurs, du type comportant un plan principal de résistance à la flexion, étant disposés sous la 5 bavette et solidarisés au fuselage le long d'une ligne de reprise d'effort, est caractérisé en ce que pour un ou plusieurs desdits raidisseurs, le plan principal de résistance à la flexion du raidisseur se confond sensiblement, en au moins un certain nombre de points de sa ligne de reprise d'effort au fuselage, avec le plan XN_i déterminé par la normale locale N_i à la surface du fuselage et l'axe 10 longitudinal X de l'avion. L'invention vise également le procédé de calcul de la forme des raidisseurs.

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle

Bureau international



(10) Numéro de publication internationale

WO 2010/106271 A3

(43) Date de la publication internationale
23 septembre 2010 (23.09.2010)

PCT

- (51) Classification internationale des brevets :
B64C 1/12 (2006.01) *B64C 1/06* (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2010/050449
- (22) Date de dépôt international :
15 mars 2010 (15.03.2010)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :
0951761 19 mars 2009 (19.03.2009) FR
- (71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :
AIRBUS OPERATIONS (S.A.S) [FR/FR]; 316 Route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).
- (72) Inventeurs; et
- (75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : LIEVEN, Patrick [FR/FR]; Lotissement 16 - 290 chemin du Buguet, F-31620 Fronton (FR). CHAVONET, Eric [FR/FR]; 6 Allée Frédéric Mistral, F-31770 Colomiers (FR). BELLET, Daniel [FR/FR]; 112 Impasse du Rousset, F-31470 Saint-Lys (FR).
- (74) Mandataire : FOURCADE, Emmanuelle; Schmit-Chretien, Parc de Basso Cambo, 4, rue Paul MESPLE, 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, 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, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (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, SM, 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 : UNDER-FLAP STIFFENER FOR AIRCRAFT

(54) Titre : RAIDISSEURS SOUS BAVETTE POUR AÉRONEF

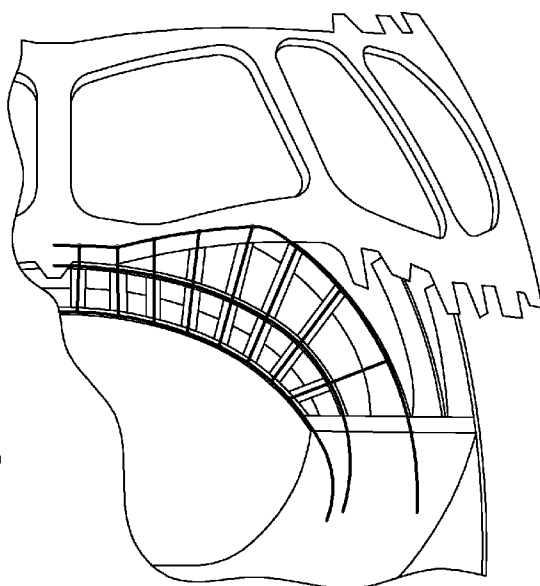


Fig. 3

(57) Abstract : The invention relates to an assembly of longitudinal structural stiffeners for an aircraft comprising, in the front portion of the fuselage, a windscreen that is slightly recessed relative to the airplane nose, a fuselage portion (flap) extending in alignment with the airplane nose up to the base of the windscreen, said stiffeners being of the kind that comprise a bending-resistance main plane and being arranged under the flap and connected to the fuselage along a force transfer line, characterised in that for one or more of said stiffeners, the bending resistance main plane substantially coincides, at at least a certain number of points of the fuselage force transfer line, with the plane XN_i predetermined by the local normal N_i to the fuselage surface and the longitudinal axis X of the airplane. The invention also relates to a method for calculating the shape of the stiffeners.

(57) Abrégé : L'ensemble de raidisseurs structurels longitudinaux, pour un aéronef comportant dans la partie avant de son fuselage, un pare-brise, en léger retrait par rapport au nez de l'avion, une partie du fuselage (bavette) venant dans le prolongement du nez de l'avion jusqu'au pied du pare-brise, lesdits raidisseurs, du type comportant un plan principal

[Suite sur la page suivante]

WO 2010/106271 A3



-
- *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))*

(88) Date de publication du rapport de recherche internationale :

25 novembre 2010

de résistance à la flexion, étant disposés sous la 5 bavette et solidarisés au fuselage le long d'une ligne de reprise d'effort, est caractérisé en ce que pour un ou plusieurs desdits raidisseurs, le plan principal de résistance à la flexion du raidisseur se confond sensiblement, en au moins un certain nombre de points de sa ligne de reprise d'effort au fuselage, avec le plan XNi déterminé par la normale locale Ni à la surface du fuselage et l'axe 10 longitudinal X de l'avion. L'invention vise également le procédé de calcul de la forme des raidisseurs.

« Raidisseurs sous bavette pour aéronef »

L'invention relève du domaine des structures de fuselage d'aéronefs.

Les aéronefs, et par exemple les avions commerciaux de type jets, comportent une part importante de leurs équipements critiques au niveau du cockpit situé dans le nez de l'avion. Pendant les phases de montée et de descente, le danger d'impact de la partie frontale de l'avion avec des oiseaux est
5 très important. En effet, la masse des oiseaux, combinée avec la vitesse relative de l'avion par rapport à ces oiseaux se traduit par une énergie cinétique considérable à l'impact, qui se transforme en énergie de déformation mécanique.

Vis à vis de ces chocs éventuels, il est nécessaire de protéger le mieux possible les équipements avion, disposés pour ce qui concerne l'électronique de
10 commande dans la partie avant de l'avion, et donc directement derrière les points d'impact les plus probables, et naturellement l'équipage.

En dehors d'un impact direct sur le pare-brise, qui est dimensionnant pour le calcul d'épaisseur et de résistance du pare-brise, un impact au dessus de celui-ci,
15 dans la partie appelée casquette de l'avion, risque de mettre en danger les équipements de génération électrique, tandis que un impact sous le pare-brise, dans la partie appelée bavette de l'avion, met en danger les écrans de contrôle et l'équipage.

Le fuselage est supporté par un ensemble structurel de cadres et de
20 raidisseurs, destinés à reprendre tous les efforts mécaniques normaux du vol. Un sous-dimensionnement des raidisseurs structurels du fuselage peut se traduire par la traversée du fuselage par au moins une partie de la masse de l'oiseau et la destruction des équipements concernés, mettant en danger l'ensemble de l'avion.

Ce danger est plus ou moins grand selon les avions. En effet, l'angle relatif
25 du fuselage par rapport à l'axe longitudinal de déplacement de l'avion varie de 20 à 35° typiquement. Plus cet angle est grand, plus l'énergie est dispersée sur une surface faible du fuselage.

La présente invention a donc pour objet de mieux prendre en compte les chocs éventuels avec des oiseaux dans les phases de vol, tout en limitant la
30 masse des raidisseurs structurels.

A cet effet, l'invention vise en premier lieu, un ensemble comportant une surface de fuselage et une pluralité de raidisseurs structurels longitudinaux, lesdits

raidisseurs, du type comportant un plan principal de résistance à la flexion, sensiblement perpendiculaire à la surface de fuselage, étant disposés sous une partie de ladite surface et solidarisés à elle le long d'une ligne de reprise d'effort,

5 cet ensemble étant tel que pour plusieurs desdits raidisseurs, le plan principal de résistance à la flexion du raidisseur se confond sensiblement, en au moins un certain nombre de points P_i de sa ligne de reprise d'effort à la surface, avec le plan $X_{P_i}N_i$ déterminé par la normale locale N_i à la surface et à un axe d'impact X_{P_i} préalablement connu.

10 Plus précisément, l'invention vise le cas particulier de l'aéronautique et un ensemble de raidisseurs tel que la surface soit une partie du fuselage d'un aéronef dite bavette, venant dans le prolongement du nez de l'aéronef jusqu'au pied d'un pare-brise, et en ce que en tout point l'axe d'impact X_{P_i} soit un même axe de déplacement de l'aéronef en vol.

15 On comprend qu'en un point donné du raidisseur, ce plan principal de résistance à la flexion se confond avec le plan du rebond d'un objet venant percuter le fuselage au même point selon l'axe de déplacement de l'avion lors des phases de décollage ou d'atterrissage (qui n'est pas celui de la phase de vol horizontal stabilisé). On a donc ici placé un renfort de telle sorte que son plan de résistance maximale à la flexion se confonde avec le plan subissant la contrainte
20 maximale en cas de choc, ce qui correspond bien au but recherché.

Selon un mode avantageux de réalisation, la section des raidisseurs est de type en "I" comportant une âme et deux membrures aux extrémités de ladite âme, et perpendiculaires à celle-ci.

25 L'invention vise en second lieu une bavette pour aéronef, adaptée à être disposée entre le nez et le pare-brise dudit aéronef, comprenant un ensemble de raidisseurs tels que définis ci-dessus.

De même, l'invention vise en troisième lieu un aéronef, comportant un fuselage présentant une surface externe,

30 comportant une pluralité de raidisseurs structurels longitudinaux, du type comportant une âme formant plan principal de résistance à la flexion, sensiblement perpendiculaire à la surface de fuselage, lesdits raidisseurs étant disposés sous une partie de ladite surface et solidarisés à elle le long d'une ligne de reprise d'effort,

et tel que pour plusieurs desdits raidisseurs, le plan tangent de l'âme du

raidisseur se confond sensiblement, en au moins un certain nombre de points P_i de sa ligne de reprise d'effort au fuselage, avec le plan XN_i déterminé par la normale locale N_i à la surface du fuselage et l'axe longitudinal X de l'aéronef.

5 L'invention vise également un procédé de calcul pour une surface gauche (5) quelconque connue destinée à être renforcée par une pluralité de raidisseurs longitudinaux, d'une suite de points P_i et de normales N_i définissant une ligne de reprise d'effort pour un raidisseur (7), pour un ensemble d'axes d'impact X_{P_i} correspondant chacun à un point P_i de la surface,

10 le procédé comportant des étapes suivantes :

- choix d'un point de contact initial P_1 sur la surface gauche, puis de façon itérative,

- pour chaque point P_i ($i \geq 1$) donné, calcul en ce point P_i de la direction normale locale N_i à la surface,

15 - calcul de la courbe C_i , intersection du plan $X_{P_i}N_i$ déterminé par l'axe d'impact X_{P_i} et la normale N_i avec la surface du fuselage au point P_i

- calcul des coordonnées du point P_{i+1} sur cette courbe C_i , à une distance D prédéfinie de P_i .

20 Ce procédé permet d'établir par tout moyen de calcul la géométrie d'un ensemble de formes déterminées par leur ligne de contact avec la surface et leur plan normal à cette surface, selon une contrainte qui est ici celle de reprise des efforts de rebond d'un élément arrivant selon un axe d'impact local X_{P_i}

Selon un mode particulier correspondant à un procédé de calcul simplifié, en tout point l'axe d'impact X_{P_i} est un même axe longitudinal X .

25 Cette disposition évite la prise en compte des aspects locaux du flux d'air autour de la surface, en approximant la direction d'impact en chaque point avec l'axe de déplacement de l'avion.

L'invention vise également un logiciel adapté à mettre en œuvre le procédé tel qu'exposé.

30 Pour le cas de réalisation en composites, l'invention vise encore une bavette réalisée en matériau composite, du type comportant au moins deux nappes de fibres principales noyées dans une résine, la bavette étant telle que la direction préférentielle d'une des nappes de fibres en chaque point de la bavette, dite nappe en éventail, est déterminée en utilisant un procédé de calcul exposé plus

haut.

Avantageusement, dans ce cas, l'épaisseur de la nappe de fibres en éventail en chaque point est déterminée en utilisant un procédé prenant en compte la force d'impact en chaque point.

5 On comprend que ces dispositions permettent de généraliser l'invention aux cas de réalisation pour lesquels les raidisseurs sont au moins partiellement intégrés à la bavette elle-même.

Les buts et avantages de l'invention seront mieux compris à la lecture de la description et des dessins d'un mode particulier de réalisation, donné à titre
10 d'exemple non limitatif, et pour lequel les dessins représentent :

- Figure 1 : vue de côté du fuselage d'un aéronef ;
- Figure 2 : vue en écorché du fuselage au niveau de la bavette et du pare-brise avion;
- Figure 3 : vue de face de la structure du fuselage,
- 15 - Figure 4 : section droite d'un raidisseur classique,
- Figure 5 : vue schématique d'une portion de fuselage et d'un raidisseur.

L'invention trouve sa place dans la partie avant d'un fuselage d'avion 1 vu de côté sur la figure 1, ce fuselage principalement longitudinal comportant un pare-
20 brise 2, en léger retrait par rapport au nez de l'avion 3.

Pour la suite de la description, on définit comme axe longitudinal X le sens de déplacement normal de l'aéronef, les termes avant et arrière étant également utilisés en fonction de ce sens de déplacement normal. L'axe longitudinal X forme avec un axe transversal Y un plan normalement horizontal au cours du vol. On
25 nomme axe vertical un axe Z qui complète avec les axes longitudinal et transversal un repère orthogonal et on utilise les termes supérieur et inférieur par rapport à cet axe vertical orienté vers le haut de l'avion en position de vol normal. On note que le plan vertical XZ est généralement un plan de symétrie de l'avion.

Un partie de fuselage en double courbure nommée bavette 5 vient créer une
30 transition de forme entre le nez de l'avion 3, le pare-brise 2, et plus généralement la cabine de l'appareil.

La figure 2 montre, toujours en vue de côté, la structure de la carlingue de l'avion au niveau de son cockpit. Cette figure est limitée à la structure 6 du pare-brise 2 de l'avion, et à la structure de la bavette 5. La partie formée par le nez de

l'avion 3, qui contient entre autres un radar, est dotée d'une structure particulière et sort du cadre de la présente invention. La transition entre ce nez de l'avion 3 et la cabine de l'avion est matérialisée par un fond étanche 4 formant bouclier, solidaire de la structure de la bavette 5.

5 De la même manière, la structure 6 du pare-brise 2 de l'avion constitue un ensemble structural spécifique, répondant à des normes et contraintes particulières, et qui sort du cadre de la présente invention.

On peut cependant noter que cette structure 6 du pare-brise comporte de façon connue, en partie inférieure, globalement au pied des vitrages formant le
10 pare-brise 2, des éléments structuraux 9 de forme non détaillée ici et permettant la fixation de raidisseurs 7 et de cadres 8.

La partie supérieure de la structure de la bavette 5, qui nous concerne plus particulièrement dans la présente invention, comprend en effet d'abord plusieurs cadres 8 principalement transversaux, le fond étanche 4 formant un cas particulier
15 de cadre. Chacun de ces cadres 8 présente une symétrie par rapport au plan de symétrie vertical XZ. Dans le présent exemple non limitatif, la structure de la bavette 5 comporte, outre le fond étanche 4, trois cadres transversaux 8a, 8b, 8c.

La partie supérieure de la structure de la bavette 5 comprend par ailleurs un ensemble de raidisseurs 7 principalement longitudinaux qui forment une grille
20 avec les cadres 8. Chaque raidisseur 7 est composé de plusieurs segments 7', 7'', 7''', disposés sensiblement dans le prolongement les uns des autres, et solidarisés chacun à un cadre 8 à chacune de leurs extrémités.

Les départs des raidisseurs 7 sont espacés de façon régulière le long du cadre 4, ces raidisseurs 7 sont par exemple au nombre d'une demi-douzaine de
25 chaque côté du plan de symétrie vertical XZ de l'avion.

Ces cadres 8 et ces raidisseurs 7 sont des éléments dont la fonction est structurelle. Leur section, de type connu, et par exemple en "I" comme illustré sur la figure 3 et détaillé figure 4, comporte une âme 10 et deux membrures 11 aux extrémités de ladite âme, et perpendiculaires à celle-ci.

30 La forme exacte, le matériau et les modes de fixation des cadres et raidisseurs entre eux et sur le reste de la structure avion sont de type connu en soi, et sortent du cadre de la présente invention.

La "peau" 13 du fuselage est solidarisée sur les raidisseurs 7 et les cadres 8 par des moyens connus qui sortent du cadre de l'invention, et par exemple par

rivetage sur les membrures 11 des raidisseurs 7 et des cadres 8. On note que la ligne de contact 12 entre l'âme 10 du raidisseur 7 et sa membrure supérieure 11 constitue également la ligne de reprise des efforts du fuselage par le raidisseur 7.

De manière à reprendre au mieux les efforts induits à l'impact appliqués sur le fuselage au cours du vol, les raidisseurs 7 ont leurs âmes 10 orientées sensiblement perpendiculairement au plan local du fuselage, comme on le voit sur la figure 2. Les cadres 8 assurent la tenue du fuselage à la pressurisation (plan d'âme parallèle à un plan XZ)

Les raidisseurs 7 sont classiquement de forme linéaire, par simplicité de production.

Dans la présente invention, chaque raidisseur 7 (ou segment de raidisseur) voit sa forme différenciée selon l'endroit du fuselage sous lequel il est placé.

En effet, pour au moins un certains nombre de raidisseurs 7, le plan tangent local de l'âme 10 du raidisseur 7 (qui est aussi le plan principal de résistance à la flexion) se confond, en au moins un certain nombre de points de la ligne de contact 12 (et préférentiellement la totalité), avec le plan défini par l'axe longitudinal X et la normale N locale au fuselage (qui est le plan de reflet optique d'un rayon arrivant selon l'axe longitudinal de l'avion).

Ceci signifie que l'effort de rebond d'un oiseau venant frapper le fuselage selon l'axe longitudinal de vol de l'avion est exactement situé dans le plan de l'âme du raidisseur en ce point. Cette disposition est celle qui maximise l'effort de flexion que peut subir le raidisseur 7, et donc minimise la probabilité de traversée du fuselage par l'oiseau.

La géométrie des raidisseurs 7 dépend donc de la forme du fuselage au niveau de la bavette 5.

La détermination de la forme d'un raidisseur 7 se fait par itérations, selon un procédé mis en œuvre de façon automatique, par exemple par un logiciel utilisant en entrée la forme de la surface du fuselage au niveau de la bavette 5 de l'avion.

Le principe de construction est illustré par la figure 5.

Dans ce mode de conception de raidisseur décrit ici à titre nullement limitatif, le procédé débute le calcul d'un raidisseur 7 à partir de son point P1 de contact avec la peau 13 du fuselage, au niveau du pourtour du fond étanche 4, ce point de contact P1 étant préalablement choisi ou étant fonction d'autres contraintes de l'avion. Dans l'exemple illustré figure 3, on a choisi une disposition comportant 8

raidisseurs régulièrement espacés de chaque côté du plan de symétrie vertical XZ de l'avion.

Pour un point P_i donné, on calcule en ce point P_i la direction normale locale N_i à la surface du fuselage, cette surface étant totalement connue et mémorisée au préalable.

L'axe longitudinal X et la normale N_i déterminent alors un plan XN_i , dont l'intersection avec la surface du fuselage au point P_i donne une courbe C_i (qu'on peut approximer au voisinage du point P_i par une droite). On calcule alors les coordonnées d'un point P_{i+1} sur cette courbe C_i , à une distance D prédéfinie de P_i , par exemple 100 mm dans le présent exemple.

On comprend qu'ainsi à partir du point P_1 on détermine un point P_2 , puis on recommence l'opération au point P_2 , qui donne un point P_3 etc. jusqu'à atteindre par itérations successives le cadre 8a le plus éloigné du fond étanche 4.

La suite de points P_i et des normales associées N_i définit alors complètement la forme de l'âme du raidisseur 7 partant du point P1 au niveau du fond étanche. Ce raidisseur peut être formé éventuellement de plusieurs segments sans modification du principe de construction.

On obtient alors un ensemble de raidisseurs 7 disposés en éventail à partir du fond étanche 4. Par rapport à un ensemble de raidisseurs disposés de façon "traditionnelle" (illustré figure 2), on constate un écart angulaire de plus en plus grand par rapport à l'axe longitudinal X de l'avion, particulièrement perceptible sur les raidisseurs 7 les plus latéraux.

Il est clair qu'on a choisit de débiter le calcul à partir du fond étanche 4 de l'avion, mais que tout point initial arbitraire sur la surface de la bavette 5 peut être choisi sans modification du procédé.

La portée de la présente invention ne se limite pas aux détails des formes de réalisation ci-dessus considérées à titre d'exemple, mais s'étend au contraire aux modifications à la portée de l'homme de l'art.

Dans une variante, la structure de la bavette 5 est réalisée sous la forme d'une pièce monobloc comportant des renforts structurels intégrés, orientés conformément à la description précédente. Ces éléments structurels remplissent alors la même fonction de reprise optimisée des efforts en cas de choc d'un oiseau.

A défaut d'utiliser des raidisseurs 7 de forme idéale, ce qui oblige à les définir

et fabriquer un par un, il est possible en variante d'utiliser des segments 7', 7'', 7''' linéaires de raidisseur, et de fixer ceux-ci aux cadres 8 en les orientant chacun selon la direction qui serait tangente au raidisseur 7 à mi distance entre deux cadres 8, selon la description donnée plus haut.

5 On a alors un raidisseur 7 disposé sous forme d'arc et constitué de plusieurs segments linéaires.

Cette variante simplifie la mise en œuvre de l'invention, tout en en conservant principalement les vertus, surtout si les cadres 8 sont proches les uns des autres.

10 La description qui a été faite a utilisé par simplification le même axe longitudinal pour définir la direction d'impact d'un oiseau sur le fuselage.

Dans les faits, cet axe varie selon les points de la bavette, du fait de l'écoulement de l'air autour de celle-ci, ce qui peut substantiellement modifier la direction d'impact aux vitesses considérées. La forme des raidisseurs 7 devrait
15 donc idéalement prendre en compte cette direction d'impact pour garantir une reprise d'effort optimale.

Ceci revient à dire que en chaque point P_i de la surface, l'axe d'impact X_{P_i} fonction du point P_i n'est pas nécessairement un même axe longitudinal X.

Dans ce cas, le procédé de calcul est simplement modifié pour prendre en
20 compte en chaque point l'axe d'impact X_{P_i}

Les données d'axe local d'impact peuvent par exemple être tirées de calculs aérodynamiques d'écoulement autour du nez de l'appareil, adaptés pour le calcul de trajectoire d'un objet ayant les caractéristiques aérodynamiques d'un oiseau, et être mémorisées dans une base de données comprenant pour chaque point P_i de
25 la surface de la bavette 5 les coordonnées du vecteur direction d'impact X_{P_i} associé.

Jusqu'ici dans la description, on a tenu compte de la direction de l'impact, mais non de la force de l'impact. Or il est possible de calculer pour chaque point P_i une force relative d'impact F_i en ce point P_i (pour un objet de poids et de forme
30 normalisés, par exemple ponctuel de 1 kg reçu selon l'axe sensiblement longitudinal X_{P_i} à une vitesse de 400 km/h) et sa composante normale F_{Ni} et, partant, proposer une épaisseur de l'âme 10 du raidisseur 7 en ce point P_i , ou, plus généralement la valeur d'un paramètre géométrique du raidisseur 7 permettant la reprise de cette composante normale F_{Ni} et donc, par exemple,

proportionnel à cette composante F_{Ni} .

Dans le cas d'une bavette réalisée en matériau composite du type comportant au moins deux directions de fibres principales noyées dans une résine, le procédé de calcul de forme de raidisseurs permet également la
5 détermination de la direction préférentielle d'une nappe de fibres en chaque point de la bavette, ces fibres constituant par elles-mêmes des raidisseurs de la surface. Ces fibres vont alors être disposées en éventail à partir du fond étanche de l'avion.

Dans ce cas, le calcul qui vient d'être exposé en fonction de la force d'impact
10 en chaque point permet de proposer une épaisseur de cette nappe de fibres en éventail et donc l'épaisseur locale de la bavette en chaque point.

La description a été donnée pour le cas d'un aéronef soumis à un éventuel choc d'oiseau et encore plus particulièrement au cas de la bavette de l'avion. Elle s'applique également à également à un aéronef soumis à un épisode de grêle, en
15 modifiant l'axe longitudinal d'impact du fait de la composante verticale de vitesse des grêlons. Dans le cas de bavette en matériau composites, plusieurs nappes de fibres en éventails peuvent être superposées, adaptée chacune à un type d'impact potentiel, et donc possédant des directions de fibres orientées différemment.

Elle peut cependant être généralisée à un corps soumis à un flux de
20 particules, et par exemple un panneau solaire de forme gauche pour satellite ou véhicule spatial, soumis au flux de particules du vent solaire.

REVENDEICATIONS

1. Ensemble comportant une surface de fuselage d'un aéronef et une pluralité de raidisseurs structurels longitudinaux, lesdits raidisseurs, du type comportant un
5 plan principal de résistance à la flexion, sensiblement perpendiculaire à la surface de fuselage, étant disposés sous une partie de ladite surface et solidarisés à elle le long d'une ligne de reprise d'effort, dans lequel:
- pour plusieurs desdits raidisseurs, le plan principal de résistance à la flexion du raidisseur se confond sensiblement, en au moins un certain nombre de points
10 P_i de sa ligne de reprise d'effort à la surface, avec un plan $X_{P_i}N_i$ déterminé par une normale locale N_i à la surface et un axe préétabli d'impact X_{P_i} d'un objet, au point P_i , sur la surface de fuselage de l'aéronef en vol;
- la surface est une partie du fuselage de l'aéronef dite bavette, venant dans un prolongement d'un nez de l'aéronef jusqu'à un pied d'un pare-brise de
15 l'aéronef; et
- en tout point P_i l'axe d'impact X_{P_i} est un même axe X de déplacement normal de l'aéronef en vol.
2. Ensemble selon la revendication 1, dans lequel les raidisseurs ont une
20 section de type en "I" comportant une âme et deux membrures à des extrémités de ladite âme, et perpendiculaires à celle-ci.
3. Bavette pour aéronef, adaptée à être disposée entre le nez et le pare-brise dudit aéronef, comprenant un ensemble de raidisseurs selon la revendication 1 ou
25 2.
4. Aéronef comportant :

un fuselage présentant une surface externe, la surface étant une portion du fuselage de l'aéronef dite bavette, venant dans un prolongement d'un nez de l'aéronef jusqu'à un pied d'un pare-brise de l'aéronef; et

5 une pluralité de raidisseurs structurels longitudinaux, du type comportant une âme formant plan principal de résistance à la flexion, sensiblement perpendiculaire à la surface de fuselage, lesdits raidisseurs étant disposés sous une partie de ladite surface et solidarisés à elle le long d'une ligne de reprise d'effort;

10 dans lequel: (a) pour plusieurs desdits raidisseurs, un plan tangent de l'âme du raidisseur se confond sensiblement, en au moins un certain nombre de points P_i de sa ligne de reprise d'effort au fuselage, avec un plan XN_i déterminé par une normale locale N_i à la surface du fuselage et un axe préétabli d'impact X_{P_i} d'un objet, au point P_i , sur la surface de fuselage de l'aéronef en vol, et (b) en tout point P_i , l'axe d'impact est un axe longitudinal X de l'aéronef.

15

1/2

Fig. 1

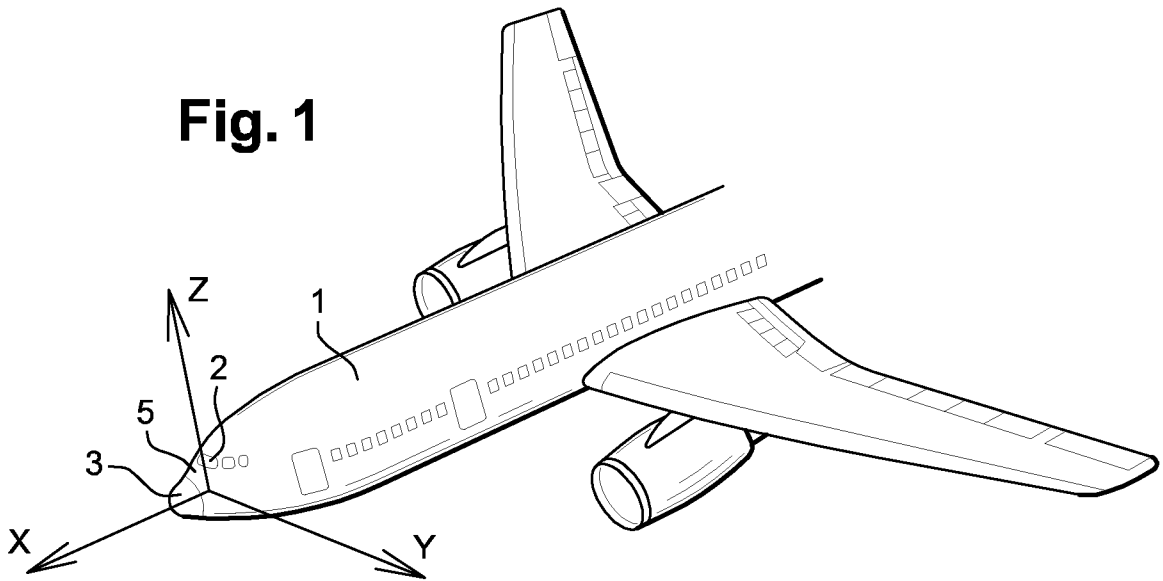


Fig. 4

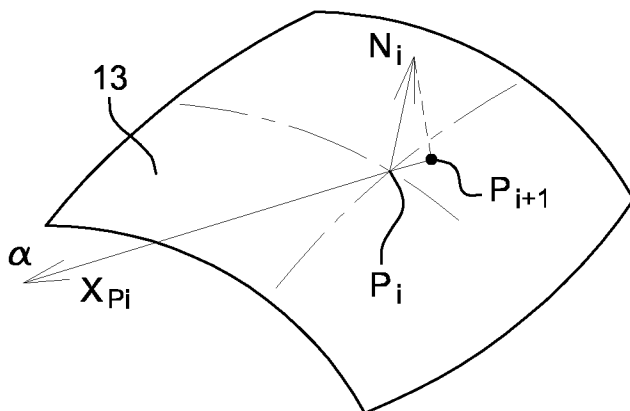
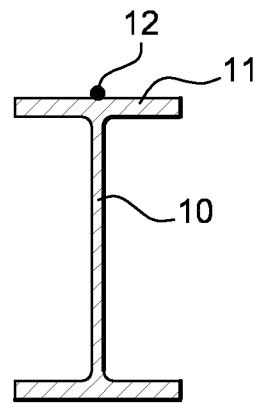


Fig. 5

2 / 2

