

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①① N° de publication :

3 134 032

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

②① N° d'enregistrement national :

22 03010

⑤① Int Cl⁸ : **B 32 B 3/02** (2022.01), B 32 B 7/05, 5/02, B 64 C 3/20

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 01.04.22.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la demande : 06.10.23 Bulletin 23/40.

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

⑥③ Références à d'autres documents nationaux apparentés :

☐ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *DESIGN TECH CENTRE Société à responsabilité limitée — FR.*

⑦② Inventeur(s) : DOYEN Franck et TORRES Eric.

⑦③ Titulaire(s) : DESIGN TECH CENTRE Société à responsabilité limitée.

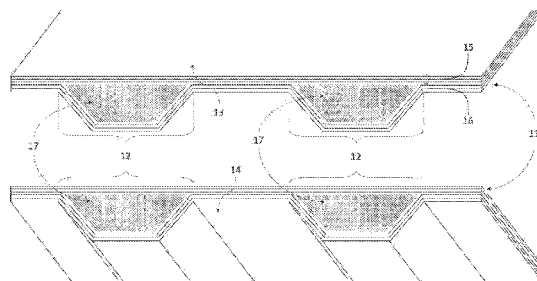
⑦④ Mandataire(s) : CABINET VIDON BREVETS ET STRATEGIE.

⑤④ **Panneau anti flambage, structure aéroportée intégrant de tels panneaux et procédé de fabrication correspondant.**

⑤⑦ Panneau anti flambage, structure aéroportée intégrant de tels panneaux et procédé de fabrication correspondant

L'invention concerne un panneau (11) en matériau composite caractérisé en ce qu'il comprend un feuilleté de plis (15, 16) empilés les uns sur les autres le long d'une direction d'empilement perpendiculaire au plan dudit panneau (11) dans lequel au moins un pli (16) du feuilleté de plis (15, 16) diverge du plan du panneau, formant ainsi une structure de renforcement dudit panneau (11) appelée partie renforcée. L'invention permet la fabrication du panneau renforcé en une seule passe; et éviter l'apport de renforts extérieurs au panneau fabriqué, pour augmenter la résistance dudit panneau, en particulier la résistance au flambage.

Figure 1



FR 3 134 032 - A1



Description

Titre de l'invention : Panneau anti flambage, structure aéroportée intégrant de tels panneaux et procédé de fabrication correspondant

Domaine technique de l'invention

- [0001] Le domaine de l'invention relève notamment de la conception et de la fabrication de structures de type panneaux de grande taille.
- [0002] L'invention se rapporte plus particulièrement à un panneau composite pouvant notamment être utilisé pour la conception et la fabrication de structures portantes de type ailes d'avions. La présente technique se rapporte également au procédé de fabrication correspondant.

Arrière-plan technologique

- [0003] La problématique de consommation d'énergie, et plus particulièrement de consommation de carburant, qui contribue à l'effet de serre, pousse de nombreux industriels à envisager des solutions techniques qui entraînent une baisse plus ou moins importante de cette consommation. Parmi les solutions proposées, celles consistant à limiter ou baisser le poids des véhicules consommant du carburant sont beaucoup étudiées. C'est par exemple le cas dans l'aéronautique, mais également dans d'autres secteurs de l'industrie. L'émission de gaz à effet de serre est directement proportionnelle à la consommation de carburant fossile, elle-même directement proportionnelle à la puissance des moteurs à combustion interne utilisés, elle-même directement proportionnel au poids du véhicule à mouvoir.
- [0004] Ainsi, les méthodes de fabrication actuelles d'ailes d'avion utilisent des longerons, des lisses et des cadres (appelés aussi nervures) sur lesquelles est fixé un revêtement ou peau formant l'extrados et l'intrados (respectivement la partie supérieure et la partie inférieure de l'aile). Ces éléments permettent de supporter les contraintes générées par la portance sur la voilure. En effet, la portance s'exerce sur toute la longueur de l'aile. L'effet de cette force orientée vers le haut est d'autant plus important que celle-ci s'exerce à un point éloigné du plan de symétrie de l'avion. L'aile se déforme donc vers le haut, et il s'exerce sur l'extrados de l'aile une compression, qui amène un risque de flambage qui est d'autant plus important que le facteur de charge est élevé notamment à grande vitesse ou lors d'évolutions où s'exerce une force élevée sur l'aile.
- [0005] L'inconvénient de ces éléments, en particulier des longerons, est leur poids et l'encombrement qu'ils provoquent à l'intérieur de l'aile. Ainsi, des solutions alternatives, plus légères et moins encombrantes, permettant d'éviter les risques de flambage, ont été antérieurement développées. Une de ces solutions, décrite dans EP3144128, utilise, par exemple, des poutrelles/longerons solidarisés à la peau de

l'aile par collage ou en utilisant des fixations (rivets, boulons...), permettant d'obtenir ainsi des peaux "travaillantes" plus résistantes au flambage.

- [0006] Cependant, ces technologies de l'art antérieur nécessitent de nombreuses étapes de fabrication et induisent donc une méthode globale longue, complexe à mettre en œuvre et onéreuse. De plus, la fabrication par adjonction de poutrelles/longerons collés ne permet pas de résoudre l'intégralité des problèmes rencontrés. En effet, lorsque la flexion de l'aile est exercée à un endroit où se trouve la poutrelle/longeron, une force inverse est exercée à l'endroit où la colle est présente, entraînant in fine, le décollement de la poutrelle/longeron et donc une problématique de vieillissement accéléré du panneau (ou de l'aile), ce qui n'est pas souhaitable. De plus, l'ajout de poutrelles/longerons (et potentiellement de fixations supplémentaires) provoque une augmentation du poids de l'aile ce qui ne permet pas de réduire considérablement le poids de l'engin équipé de telles ailes. Ainsi, il est nécessaire de disposer d'une solution permettant de simplifier et d'accélérer la mise en œuvre d'une technologie légère, peu encombrante et résistante.

Résumé de l'invention

- [0007] La présente technique a pour objectif de répondre à au moins certaines de ces problématiques de l'art antérieur. Ces objectifs, ainsi que d'autres qui apparaîtront par la suite, sont atteints à l'aide d'un panneau en matériau composite comprenant un feuilleté de plis empilés les uns sur les autres le long d'une direction d'empilement perpendiculaire au plan dudit panneau dans lequel au moins un pli du feuilleté de plis diverge du plan du panneau, formant ainsi une structure de renforcement dudit panneau appelée partie renforcée.
- [0008] Ainsi, l'utilisation d'un tel panneau permet de gagner en compacité et en légèreté tout en évitant le flambement. De plus, sa fabrication est plus facile et rapide à mettre en œuvre.
- [0009] Selon une caractéristique particulière, ladite au moins une partie renforcée comprend un élément de support sur lequel ledit au moins un pli divergé diverge.
- [0010] Ainsi, la réalisation du panneau est facilitée car l'élément permet de maintenir, au moins temporairement, le(s) pli(s) divergés afin que la forme du renfort soit figée une fois la pièce finalisée (i.e. résinée et sèche). De plus, grâce à sa structure, l'élément peut également aider à rigidifier la structure.
- [0011] Selon une caractéristique particulière, ledit élément est composé d'un matériau présentant une densité plus faible que ledit feuilleté de plis.
- [0012] Ainsi, l'utilisation d'un tel élément permet d'alléger la structure du panneau, tout en obtenant des propriétés mécaniques importantes en raison de l'écartement entre les plis du panneau.

- [0013] Selon une caractéristique particulière, la section de ladite au moins une partie renforcée est de forme trapézoïdale ou demi-elliptique ou en chapeau de gendarme.
- [0014] Selon une caractéristique particulière, la section diminue dans une direction donnée.
- [0015] Selon une caractéristique particulière, lesdits plis sont liés entre eux par une même résine de sorte à former un panneau monolithique.
- [0016] Selon une caractéristique particulière, au moins un pli dudit feuilleté de plis est composé de fibres de carbone.
- [0017] Les différentes caractéristiques particulières listées ci-dessus peuvent bien sûr être combinées entre elles, selon toutes les combinaisons possibles.
- [0018] La technique concerne également une aile d'avion comprenant un panneau tel que décrit précédemment, ledit panneau formant une peau travaillante de ladite aile d'avion.
- [0019] Ainsi, une telle aile est résistante au flambement, et sa fabrication est plus facile et rapide à mettre en œuvre. Par ailleurs, sa compacité permet d'accroître le volume intérieur disponible pour loger notamment du carburant. De plus, la compacité associée à la légèreté du panneau, permettent de voler plus efficacement : soit plus vite à charge utile constante, soit voler plus loin à charge utile constante grâce à un apport accru de carburant, soit accroître la charge utile, soit diminuer l'empreinte écologique.
- [0020] La technique concerne également un procédé de fabrication d'un panneau tel que décrit précédemment. Le procédé comprend les étapes suivantes :
- [0021] – positionnement d'au moins un pli du côté externe dudit panneau, nommé pli non-divergé ; et
- création d'une partie renforcée au sein d'un feuilleté de plis selon les étapes suivantes :
- adjonction d'au moins un élément composé d'un matériau de faible densité sur ledit au moins un pli externe non-divergé, appelé élément support ; et
- adjonction et mise en forme d'au moins un pli du côté interne du panneau, recouvrant l'ensemble formé par ledit au moins un pli externe et ledit au moins un élément support, ledit au moins un pli interne épousant les formes de l'ensemble formé par ledit au moins un pli externe et ledit élément support ; et
- adjonction de résine pour former une matrice englobant l'ensemble formé par le feuilleté de plis et ledit au moins un élément support ; et
- polymérisation de ladite résine.

Brève description des figures

- [0022] D'autres buts, caractéristiques et avantages de la technique apparaîtront à la lecture de

la description suivante donnée à titre uniquement illustratif et non limitatif, et qui se réfère aux figures annexées, dans lesquelles :

- [0023] [Fig.1] est un schéma du principe général de la technique selon deux vues différentes, selon un exemple de réalisation de l'invention ;
- [0024] [Fig.2] représente un avion vu de face ;
- [0025] [Fig.3] est une coupe représentant un profil d'une aile d'avion tel qu'illustré en [Fig.1] ;
- [0026] [Fig.4a] représente les déformations auxquelles peuvent être soumises les ailes d'un avion ;
- [0027] [Fig.4b] représente les forces auxquelles est soumis un avion ;
- [0028] [Fig.5] représente la charge linéique selon l'envergure de l'aile (axe y) ;
- [0029] [Fig.6] est un schéma représentant deux empilements de plis et l'orientation des fibres au sein de chaque pli, selon deux exemples de réalisation ;
- [0030] [Fig.7] représente une vue en coupe d'une aile présentant des sur-épaississements de panneaux permis par l'ajout local de plis supplémentaires ;
- [0031] [Fig.8] représente une vue en coupe d'une aile présentant des sur-épaississements de panneaux permis par un épaississement local des plis ;
- [0032] [Fig.9] représente une section d'une partie renforcée Selon une caractéristique particulière ;
- [0033] [Fig.10] représente un panneau vu de dessus selon un exemple de réalisation ;
- [0034] [Fig.11] représente un panneau vu de dessus selon un autre exemple de réalisation ;
- [0035] [Fig.12] représente une section d'un panneau selon un exemple de réalisation ;
- [0036] [Fig.13] représente une section d'un panneau selon un autre exemple de réalisation ;
- [0037] [Fig.14] représente un panneau présentant des parties renforcées selon un exemple de réalisation spécifique ;
- [0038] [Fig.15] représente une géométrie particulière d'une partie renforcée, dans un exemple de réalisation particulier ;
- [0039] [Fig.16] représente une géométrie particulière d'une partie renforcée, dans un autre exemple de réalisation particulier ;
- [0040] [Fig.17] représente une géométrie particulière d'une partie renforcée, dans un autre exemple de réalisation particulier ;
- [0041] [Fig.18] représente une géométrie particulière d'une partie renforcée, dans un autre exemple de réalisation particulier ;
- [0042] [Fig.19] représente une géométrie particulière d'une partie renforcée, dans un autre exemple de réalisation particulier ;
- [0043] [Fig.20] représente l'évolution de la section d'une partie renforcée en fonction de la distance avec le fuselage (selon l'axe y) ;
- [0044] [Fig.21] représente une aile d'avion en transparence Selon une caractéristique par-

ticulière de l'invention ;

[0045] [Fig.22] est une coupe transversale d'une aile d'avion se référant aux figures 1 et 17, selon un exemple de réalisation de l'invention.

Description détaillée

[0046] 1. Principe général

[0047] Comme explicité précédemment, le principe général de la technique proposée consiste à munir le panneau construit en matière composite de parties renforcées. Plus particulièrement, selon la présente technique, les panneaux sont munis de parties renforcées intégrées à même le panneau (et non pas adjoints ultérieurement au panneau). De cette manière, on évite les problématiques posées par l'art antérieur, notamment en évitant de coller ou de fixer des éléments complémentaires sur le panneau une fois fabriqué. Au contraire, grâce à la présente technique, on dispose d'un panneau intégré/compact, dans lequel les parties renforcées font partie intégrante du panneau lui-même. De cette manière, on assure notamment que la force exercée sur le panneau, et par extension sur les parties renforcées qu'il intègre, n'entraîne pas une altération prématurée du panneau, comme dans certaines solutions de l'art antérieur.

[0048] Par la suite, nous utiliserons le terme pli comme désignant une fine couche pouvant être composée de fibres. Nous utiliserons également le terme feuilleté ou empilement désignant une superposition de plis.

[0049] Ainsi, en relation avec la [Fig.1], on décrit le principe général de la technique selon un exemple de réalisation. La [Fig.1] représente deux vues en coupe d'un panneau (11) présentant une ou plusieurs parties renforcées (12) intégrées dans son épaisseur, cette épaisseur étant composée d'un feuilleté de plis. En haut de la [Fig.1] est représenté un panneau vu du dessus, tandis qu'en bas est représenté un panneau vu du dessous. Le panneau est de forme globalement parallélépipédique rectangle et comprend une surface externe (13) et une surface interne (14). Ce panneau est constitué d'un feuilleté ou empilement de plis (15, 16). Les plis de la surface externe (15) étant non-divergés, et les plis de la surface interne (16) étant divergés pour créer une partie renforcée (12). La divergence des plis est définie comme étant l'éloignement/écartement de la position du pli par rapport au plan du panneau dans le cas où aucune partie renforcée n'est présente. Ainsi, au moins un pli composant le panneau diverge du plan du panneau, formant ainsi une partie renforcée (12) du panneau. Par ailleurs, la [Fig.1] représente un exemple de réalisation particulier dans lequel les parties renforcées (12) ont une section trapézoïdale isocèle et sont de forme allongée, dans le sens de la longueur du panneau. De plus, la [Fig.1] représente un exemple de réalisation dans lequel la divergence des plis est permise par l'adjonction d'un élément de support (17) composé d'un matériau de faible densité. En effet, les plis divergés épousant la forme des

éléments de supports (17), les plis sont déviés par rapport au plan du panneau et forment ainsi des parties renforcées (12). Les éléments de support (17) ont pour fonction de permettre et de maintenir la divergence des plis.

- [0050] Chaque pli du panneau peut posséder une masse différente, une épaisseur différente, être composé d'une matière différente, et dans le cas de matériaux composites, chaque pli peut posséder des fibres de nature(s) et/ou d'orientation(s) différente(s). Les matériaux composites utilisés peuvent, par exemple, être des fibres de carbone ou de verre avec de l'époxyde, du GLARE, etc. Ces éléments sont déterminés en fonction de la valeur et de l'orientation des forces à soutenir/contenir, du nombre de cycles (état initial, déformation, retour à l'état initial) à soutenir, des chocs envisagés (choc thermique, choc physique...), des volumes à fabriquer, de la méthode de fabrication, et du prix.
- [0051] Les parties renforcées (12) intégrées au panneau (11) et décrites dans ce document peuvent prendre tout type de forme, par exemple : un ovoïde/ellipsoïde ; une pyramide tronquée à base rectangulaire ; un prisme à base trapézoïdale, carrée, rectangulaire, pentagonale, hexagonale... ; un cylindre circulaire, elliptique, ovoïde... ; un cône quelconque ; ou toute autre forme jugée adaptée par l'homme du métier. Toutes les formes citées ci-dessus peuvent être tronquées dans toutes les directions de l'espace pour former un volume quelconque. La partie renforcée est ainsi constituée par la différence de trajectoire, au niveau de cette partie renforcée, entre les plis non-divergés (15) et les plis divergés (16).
- [0052] Ainsi, la divergence des plis sert à créer, sur une longueur plus ou moins importante du panneau, une distance entre deux plis voisins, augmentant le moment quadratique local de la structure et donc sa résistance locale. Par conséquent, plus l'épaisseur de l'espace inter-plis au sein du feuilleté est grande, plus la résistance de la structure est grande (avec un rapport de puissance 4).
- [0053] Afin de créer la partie renforcée, au moment de la fabrication du panneau, un élément de support peut être inséré, sur les plis non divergés, provoquant localement (i.e. à l'endroit où l'élément de support a été inséré) la divergence des plis suivants, divergence créée par rapport au plan du panneau. Ces plis suivants (16) sont appelés divergés car ils épousent localement la forme de l'élément de support et ne suivent donc pas localement le plan du panneau. Cet élément de support permet, par conséquent, un allègement de la structure tout en participant au maintien de l'espace formé au sein du feuilleté de plis. En effet, le poids du matériau occupant le volume est inférieur à l'équivalent des plis supplémentaires de composites exigés pour aboutir aux mêmes propriétés mécaniques. L'élément de support inséré au sein du feuilleté de plis, afin de former la partie renforcée, peut être un matériau composite de faible densité tel que du polypropylène en nid d'abeille, une mousse, du papier aluminium ou encore du

bois de type balsa, voire une poche gonflée à une pression adéquate. Le matériau inséré pour former l'espacement inter-plis peut aussi être utilisé pour faire passer des équipements tel que des câbles, des tuyaux, des circuits électriques, hydrauliques, pneumatiques, etc.

- [0054] Par ailleurs, dans le cas d'un panneau composé en partie de résine, les parties renforcées (12) étant partie intégrante de la structure du panneau (11), elles sont partie intégrante de la phase de polymérisation initiale du panneau (11), l'ensemble de la structure pouvant ainsi être enrobée et composée d'une même résine.
- [0055] Un tel panneau présente l'avantage de résister aux efforts de flexions et de flambement grâce aux parties renforcées, tout en étant simple et rapide à mettre en œuvre en raison de l'intégration des parties renforcées au sein du panneau. L'ensemble ainsi formé est léger et peu encombrant.
- [0056] Le principe général de la technique est applicable à de nombreux types d'industries telles que le ferroviaire, l'automobile, les poids-lourds/bus, l'aéronautique/aérospatiale, le naval/maritime, ou encore le bâtiment/BTP et la construction, etc.
- [0057] 2. Application à l'aéronautique
- [0058] En relation avec les figures 2, 3, 4 et 5, la partie suivante détaille le cas d'une application dans l'aéronautique, en particulier pour des ailes (11) d'avion.
- [0059] Ainsi, la [Fig.2] est une représentation générale d'un avion composé d'un fuselage (22) et d'ailes (21) symétriquement disposées de part et d'autre de ce dernier.
- [0060] La [Fig.3], quant à elle, illustre les différents éléments d'une aile d'avion grâce à une vue en coupe de la [Fig.2]. La [Fig.3] représente ainsi le profil (33) d'une aile d'avion. On définit le bord d'attaque (34) de l'aile qui est l'endroit fendant l'air lors du vol, qui est le bord de l'aile qui entre le premier en contact avec l'écoulement de l'air. Le bord de fuite (35) est l'extrémité finale de l'aile, amincie pour réduire la trainée aérodynamique, c'est le bord de l'aile qui est le dernier en contact avec l'écoulement de l'air. On définit également la corde (36) qui est la ligne imaginaire entre le bord d'attaque (34) et le bord de fuite (35) du profil (33). Afin, la [Fig.3] permet également de décrire l'extrados (31) et l'intrados (32) (respectivement la partie supérieure et la partie inférieure de l'aile).
- [0061] Dans l'aéronautique/aérospatial, le panneau utilisé pour concevoir les ailes doit répondre à des contraintes mécaniques spécifiques. Ainsi, comme déjà indiqué, les ailes d'un avion doivent résister au risque de flambage lié aux efforts créés par la portance.
- [0062] La figure 4a représente les déformées des ailes (21) en cours de vol. On observe une déformation principale en flexion autour de l'axe x engendrée par la force de portance, ainsi qu'une déformation secondaire en flexion autour de l'axe z engendrée par la projection dans le plan de l'aile de la force de portance. Sur ce schéma, plus le point

d'exercice de la force est éloigné de l'axe de rotation (jonction entre l'aile (21) et le fuselage (22)), plus le moment est élevé et plus la déformation est importante. La figure 4b représente les forces exercées sur l'avion en vol. On observe la force de propulsion (ou force de traction motrice) $\vec{T}_u$ selon l'axe x de l'avion (trajectoire de l'avion), ainsi que le poids de l'avion $m \cdot \vec{g}$ selon un axe perpendiculaire à un plan parallèle à la surface de la Terre. La résultante aérodynamique $\vec{R}_a$, se décompose en deux forces : la portance $\vec{R}_z$, et la traînée $\vec{R}_x$. La traînée est colinéaire et de même sens que le vent relatif $\vec{v}$ (sens opposé de l'axe x), tandis que la force de portance est perpendiculaire à la traînée. Ainsi, on obtient : $\vec{R}_a + \vec{T}_u + m \cdot \vec{g} = \vec{0}$, avec $\vec{R}_a = \vec{R}_x + \vec{R}_z$. Par ailleurs, l'ensemble des forces susmentionnées en relation avec la [Fig.4b] s'exercent en un même point : le centre de poussée P de l'avion.

[0063] La figure 5, quant à elle, illustre la charge linéique (en N/m), liée à la répartition de la portance en envergure, supportée par une aile d'avion. Ainsi, on observe une charge plus importante à la jonction entre l'aile (21) et le fuselage (22), charge qui diminue selon l'axe y en suivant une fonction du type : $p(y) = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{z_{loc}} \cdot l$ avec $p(y)$ la charge linéique locale (N/m), ρ la masse volumique de l'air ($kg \cdot mm^{-3}$), v la vitesse de vol ($m \cdot s^{-1}$), $C_{z_{loc}}$ le coefficient de portance local, et l la corde locale (m). La courbe semble s'approcher d'une forme en $\sqrt{y}$.

[0064] Le flambage ou flambement est un phénomène d'instabilité d'une structure élastique qui, pour échapper à une charge importante, exploite un mode de déformation non sollicité mais opposant moins de raideur à la charge. La notion de flambement s'applique généralement à des poutres élancées qui lorsqu'elles sont soumises à un effort normal de compression, ont tendance à fléchir et se déformer dans une direction perpendiculaire à l'axe de compression (passage d'un état de compression à un état de flexion). Le flambage, dans le cadre de l'aéronautique, dépend d'abord du niveau de contrainte imposé par le domaine du vol (voltige simple, voltige sous facteur de charge élevée, vol simple avec virage à faible inclinaison...).

[0065] Ainsi, les dimensions et propriétés de chaque élément sont adaptées à l'application choisie. L'épaisseur de chaque pli, les matériaux utilisés, l'orientation des fibres (dans le cas de matériaux composites), la surface de la section des parties renforcées, l'épaisseur totale du panneau, etc., tous ces éléments sont calculés au préalable, en conception de structure. En conséquence, le dimensionnement des différents éléments doit prendre en compte les efforts qui s'exercent sur la structure, l'allègement de l'ensemble et les étapes de mise en forme, dans un but d'optimisation globale.

[0066] Ainsi, un tel panneau peut être utilisé en tant qu'extrados (31) avec les parties renforcées (12) du côté interne de l'aile (tandis que l'intrados (32) ne serait, dans une

version simplifiée, constitué que d'un empilement de plis sans parties renforcées) afin de limiter le poids global de l'aile. Une telle structure ne peut être utilisée que dans le cas d'une utilisation avec des efforts en g positifs (pas pour la voltige par exemple). Pour une utilisation avec des efforts en g positifs et négatifs, les parties renforcées (12) ont été placées sur les côtés internes de l'extrados (31) et de l'intrados (32).

[0067] Par ailleurs, pour éviter toute déformation en épaisseur de l'aile, des liaisons entre l'extrados (31) et l'intrados (32) ont été ajoutées, dans un exemple de réalisation spécifique. Ainsi, par exemple, dans le cas où l'extrados et l'intrados présentent chacun des parties renforcées, ces dernières peuvent présenter des zones plus épaisses permettant de les relier entre elles et ainsi de rigidifier l'aile dans son épaisseur. D'autres solutions peuvent également être envisagées, telles que des câbles reliant l'extrados et l'intrados, ou encore des cloisons intégrant des éléments de renforts. Les cloisons permettant, dans le même temps, de limiter les déplacements du carburant au sein de l'aile par exemple, et limitant donc le déséquilibre que ceux-ci peuvent causer.

[0068] 3. Caractéristiques des plis des panneaux, notamment pour les ailes

[0069] Dans un exemple de réalisation spécifique, appliqué à la fabrication d'ailes pour l'aéronautique, les plis sont en matériau composite, composé de fibres de carbone, de verre, de kevlar, de zylon et d'une résine polyépoxyde par exemple. Les fibres peuvent être unidirectionnelles ou multidirectionnelles en fonction des propriétés mécaniques souhaitées. Des plis présentant des fibres unidirectionnelles peuvent, par exemple, être utilisés dans le sens des efforts, c'est-à-dire dans le sens de l'envergure de l'aile dans le cas d'un avion. Cependant, dans un exemple de réalisation, il est possible d'utiliser des fibres multidirectionnelles pour les plis externes et de ne pas dépasser un nombre de six plis possédant des fibres unidirectionnelles consécutifs, par exemple.

[0070] Dans des exemples de réalisations spécifiques, illustré par la [Fig.6], les fibres au sein d'un même pli peuvent être unidirectionnelles (63) ou multidirectionnelles (61, 62). Ces figures illustrent deux exemples de réalisation différents dans lesquels l'empilement des plis est symétrique autour d'un "pli neutre" (pouvant être imaginaire et étant situé au centre de l'empilement) afin d'obtenir des propriétés mécaniques homogènes. Dans le cas d'une aile d'avion, le sens des efforts est représenté par l'axe y (direction allant du fuselage vers l'extrémité de l'aile), décrit par la [Fig.6].

[0071] Ainsi, à gauche de la [Fig.6] sont représentés quatre plis présentant tous des fibres bi-directionnelles. Le premier pli (61) présente des fibres à 0° et 90° par rapport à l'axe y. Le second et le troisième pli (62) présentent des fibres à $+45^\circ$ et -45° par rapport à l'axe y. Et enfin, le dernier pli (61) présente des fibres à 0° et 90° par rapport à l'axe y. Une telle disposition permet d'obtenir des propriétés mécaniques relativement homogènes selon les différentes directions de l'espace. Ainsi, la structure est plus à même de résister à des efforts tels que ceux présents dans le cas d'un vol en voltige par

exemple.

- [0072] A droite de la [Fig.6], sont représentés huit plis présentant des fibres unidirectionnelles ou bidirectionnelles. Le premier et le dernier pli (61) présentent des fibres à 0° et 90° par rapport à l'axe y. Le second et l'avant-dernier pli (62) présentent des fibres à $+45^\circ$ et -45° par rapport à l'axe y. Et les troisième, quatrième, cinquième et sixième plis (63) présentent des fibres à 0° par rapport à l'axe y. L'utilisation de plis unidirectionnels permet de renforcer l'aile dans la direction y (sens des efforts) et l'utilisation de plis multidirectionnels permet de maintenir les fibres et la résine des couches unidirectionnelles.
- [0073] Il est également possible d'ajouter un ou plusieurs sur-épaississement(s) en ajoutant localement des plis, tel qu'illustré par la [Fig.7], et/ou en augmentant localement l'épaisseur des plis tel qu'illustré par la [Fig.8], ces sur-épaississements aillant pour rôle d'améliorer les propriétés mécaniques de certaines zones en fonction des efforts auxquels ladite zone est soumise. Par exemple, dans le cas d'une aile d'avion, un sur-épaississement peut être ajouté à la jonction entre l'aile et le fuselage sur une longueur représentant 30 à 40% de la demi envergure de l'aile en partant du fuselage, en fonction du domaine de vol. En effet, ce sur-épaississement permet d'améliorer la résistance de cette zone aux forces exercées sur l'aile. Dans le cas d'un avion ouvert au-delà de 4g, la valeur sera de 40% environ.
- [0074] La [Fig.7] représente une coupe de l'extrados (31) et de l'intrados (32) d'une aile, coupée au niveau d'une partie renforcée (12) intégrée au panneau. On observe ainsi un épaississement au niveau de la jonction avec le fuselage grâce à l'ajout de plis secondaires (72) entre chaque pli principal (71) de l'extrados et de l'intrados. L'extrados (31) présente une partie renforcée (12) formée par les plis non-divergés (15) et les plis divergés (16). Dans cet exemple de réalisation, la partie renforcée (12) décrite est de forme allongée dans la direction de l'envergure de l'aile et de section trapézoïdale, l'épaisseur de cette section étant, à l'instar de l'épaisseur totale des plis, plus importante au niveau de la jonction avec le fuselage.
- [0075] La [Fig.8], quant à elle, représente une coupe de l'extrados (31) et de l'intrados (32) d'une aile, coupée au niveau d'une partie renforcée (12) intégrée au panneau. On observe ainsi un épaississement au niveau de la jonction avec le fuselage grâce à l'épaississement local (81) de chaque pli de l'extrados et de l'intrados. L'extrados (31) présente une partie renforcée (12) formée entre les plis non-divergés (15) et les plis divergés (16). Dans cet exemple de réalisation, la partie renforcée (12) décrite est de forme allongée dans la direction de l'envergure de l'aile et de section trapézoïdale, l'épaisseur de cette section étant, à l'instar de l'épaisseur totale des plis, plus importante au niveau de la jonction avec le fuselage.
- [0076] Ainsi, comme décrit précédemment, l'évolution de l'épaisseur total des plis est dis-

continue. Sur la demi-envergure on peut donc distinguer trois zones. Une première qui peut aller jusqu'à 40% de la demi-envergure et pouvant présenter un sur-épaississement, puis une deuxième entre 40 et 70% soumise à des efforts relativement modérés (en comparaison avec la 1ère zone) puis la dernière pour les 0 à 30% restants soumise à des efforts relativement faibles (en comparaison avec les zones précédentes). En fonction de y , l'épaisseur suit la diminution de la portance et donc de l'effort de compression dans l'extrados. Le nombre de plis peut varier entre 4 et 20 pour des avions ayant une MTOW (masse maximale au décollage) inférieure à 2000kg. Localement, par exemple au niveau des parties renforcées, on peut atteindre une épaisseur de 30mm. Chaque pli peut mesurer entre 0,2mm et 0,8mm.

[0077] Par ailleurs, les plis peuvent se poursuivre dans le fuselage afin d'améliorer la solidification de l'aile avec le fuselage.

[0078] Concernant la mise en forme des plis divergés (16), il est nécessaire d'anticiper une longueur supplémentaire nécessaire à la distance supplémentaire définie par la partie renforcée (12).

[0079] Ainsi, en prenant pour exemple une section d'une partie renforcée (12) de forme trapézoïdale isocèle, telle qu'illustrée par la figure 9, on définit e comme étant l'épaisseur de la partie renforcée (12) (ou hauteur du trapèze), $l_u/4$ la longueur de la grande base, a_3 la longueur de la petite base, b_1 et b_2 respectivement les côtés adjacents aux bases du côté gauche et du côté droit. On divise le trapèze en deux triangles rectangles encadrant un rectangle central, la hauteur du rectangle étant e et sa longueur a_3 , la grande base est ainsi divisée en trois segments, de longueur respectivement de gauche à droite : a_1 , a_3 et a_2 . On définit θ comme représentant les angles des sommets des triangles du côté de la petite base. Et enfin, on calcule la longueur supplémentaire D générée par le sur-épaississement local :

$$[0080] \quad D = b_1 + a_3 + b_2 - l_u/4$$

$$[0081] \quad D = b_1 + a_3 + b_2 - a_1 - a_2 - a_3$$

$$[0082] \quad D = b_1 + b_2 - a_1 - a_2$$

[0083] Or, on peut exprimer b_1 , b_2 , a_1 et a_2 en fonction de l'épaisseur e et de l'angle θ :

$$[0084] \quad \cos(\theta) = e/b_1 = e/b_2 \quad \Longleftrightarrow \quad b_1 = b_2 = e/\cos(\theta)$$

$$[0085] \quad a_1 = b_1 \cdot \sin(\theta) = \sin(\theta) \cdot e/\cos(\theta)$$

$$[0086] \quad \sin(\theta) = a_1/b_1 = a_2/b_2 \quad \Longleftrightarrow$$

$$[0087] \quad a_2 = b_2 \cdot \sin(\theta) = \sin(\theta) \cdot e/\cos(\theta)$$

[0088] Ainsi, on obtient :

$$[0089] \quad D = 2 \cdot e/\cos(\theta) - 2 \cdot \sin(\theta) \cdot e/\cos(\theta)$$

$$[0090] \quad D = 2 \cdot e/\cos(\theta) [1 - \sin(\theta)]$$

[0091] Dans un cas particulier où $\theta=45^\circ$, on obtient le résultat suivant :

$$[0092] \quad D = 2 \cdot e/\cos(45^\circ) [1 - \sin(45^\circ)] = (4/\sqrt{2} - 2) \cdot e \approx 0,828 \cdot e$$

- [0093] La longueur supplémentaire générée par le sur-épaississement local dû à une partie renforcée (12) de section trapézoïdale isocèle, pour des angles des triangles adjacents à la petite base de 45° , est donc de $0,828.e$.
- [0094] Par ailleurs, l'utilisation d'un empilement de plis afin de créer la peau d'une aile peut permettre l'intégration d'élément(s) entre ces plis. Par exemple, les bords d'attaque d'une aile d'avion étant confrontés à un gel non-souhaité, il est possible d'intégrer des films polymères chauffants, afin de prévenir et/ou d'éliminer toute présence de gel par simple application d'un courant électrique dans le film. Un autre exemple d'intégration d'éléments au sein des plis de la peau d'une aile d'avion, serait l'ajout de cellules photovoltaïques sous un ou plusieurs plis transparents au niveau de l'extrados de l'aile, permettant ainsi d'accumuler de l'énergie au cours du vol sans perdre en compacité ni en légèreté au niveau des ailes.
- [0095] 4. Caractéristiques des parties renforcées, notamment application à une aile
- [0096] La figure 10 représente un panneau rectangulaire vu de dessous. Dans l'exemple de réalisation décrit en relation avec la figure 10, le panneau est en composite et de dimensions $L \times l$ et présente deux bords aux extrémités de L : un bord à gauche (101) et un bord à droite (102). Des zones (103 : Z_1, Z_2, Z_3, Z_4) sont définies comme étant des surfaces se situant aux bords de chaque côté du panneau et étant dédiées à des usages spécifiques (accrochage, présence d'éléments mobiles, présence de mécanismes spécifiques...). Ces zones (103) ne peuvent pas être renforcées du fait de leur usage. Les longueurs utiles du panneau sont définies comme suit :
- [0097] $L_u = L - Z_3 - Z_4$
- [0098] $l_u = l - Z_1 - Z_2$
- [0099] Avec Z_1, Z_2, Z_3, Z_4 pouvant varier tout le long de leurs bords respectifs.
- [0100] La figure 11 présente un exemple de panneau présentant des zones (103) telles que décrites précédemment, pour une application à une aile d'avion de demi-envergure L et de corde l . Dans cet exemple de réalisation, l'effort s'exerce vers le haut perpendiculairement au plan du panneau, et le panneau est attaché sur le bord gauche (101).
- [0101] Ainsi, la surface dévolue aux bords de bord d'attaque (Z_1) mesure 15cm selon l et mesure $0,75L$ selon L . La surface correspondant aux bords de fuite (Z_2) est divisée en trois parties, de gauche à droite (de l'encastrement (101) dans le fuselage, à l'extrémité de l'aile) : une première zone (correspondant aux volets de l'aile) mesurant 1m selon l et mesurant $0,5L$ selon L ; une deuxième zone mesurant 0m selon l et mesurant $0,2L$ selon L ; et enfin une troisième zone (correspondant aux gouvernes de l'aile) mesurant 50cm selon l et mesurant $0,3L$ selon L . La surface correspondant à l'emplanture de l'aile (Z_3) est nulle. Et enfin, la surface correspondant à l'extrémité de l'aile, mesure 2m selon L , et prend toute la largeur selon l . L'ensemble des valeurs précédemment citées sont données à titre d'exemple et peuvent être modifiées en fonction des caracté-

ristiques spécifiques de chaque aile d'avion.

- [0102] Par la suite, deux modes de réalisation non-limitatifs sont présentés dans le cas d'une aile d'avion présentant une corde de longueur l :
- [0103] Selon un premier mode de réalisation, illustré par la figure 12, si $l_u < x$, alors la partie renforcée a une largeur de $l_u/4$ pour des sections de $l_u/2$. Ainsi, la figure 12 représente un panneau divisé en deux sections $l_u/2$, chacune de ces sections comprenant une partie renforcée (12) centrée au milieu de la section et de largeur $l_u/4$, formant ainsi au total deux parties renforcées au sein du panneau.
- [0104] Selon un second mode de réalisation, illustré par la figure 13, si $l_u > x$, alors on considère un nombre de sections égal à l'arrondi de $l_u/300mm$ à l'entier supérieur pour des sections d'une largeur de 300mm (exceptée la dernière qui est adaptée à la longueur totale), ces sections présentant chacune une partie renforcée d'une largeur égale à la moitié de la section. La figure 13 représente un panneau mesurant 800mm et présentant trois parties renforcées ($800=300 \times 2 + 200 \times 1$). Deux sections mesurent 300mm et présentent des parties renforcées de 150mm, tandis que la dernière section mesure 200mm et présente une partie renforcée de 100mm. Ainsi, la longueur de la dernière section est adaptée à la longueur totale l_u , en soustrayant la longueur des deux premières sections à la longueur utile du panneau ($800-300-300=200mm$).
- [0105] Dans un exemple de réalisation, $x = 400mm$, cependant, cette valeur peut être adaptée en fonction de l'application choisie.
- [0106] Ces modes de réalisation peuvent s'appliquer pour les panneaux décrits en figures 10 et 11, les panneaux étant attachés en 101, avec un effort qui s'exerce perpendiculairement au plan du panneau vers le haut. Ainsi, les parties renforcées ont été placées dans la direction de la longueur L à renforcée, et sont répartis dans la corde l de l'aile selon les règles des différents modes de réalisation exposés précédemment.
- [0107] Dans un exemple de réalisation, le panneau peut être renforcé selon une quelconque direction de l'espace, dans laquelle s'exerce la force à contrer.
- [0108] La figure 14 représente un exemple de réalisation mettant en œuvre la combinaison des deux modes de réalisations décrits précédemment. Ainsi, la figure 14 représente un panneau prenant la forme d'une aile (11) d'avion, tel qu'illustré en figure 11, auquel ont été intégrées des parties renforcées (12). Les parties renforcées (12) sont réparties dans la longueur l (c'est-à-dire selon x) correspondant à la corde de l'aile (11), et sont orientées dans le sens de la longueur L (c'est-à-dire selon y) correspondant à la demi-envergure de l'avion. Trois cordes locales utiles (cordes locales auxquelles ont été soustraites les zones à usages spécifiques) sont mesurées pour différentes valeurs de y ($y_1 < y_2 < y_3$) et on obtient respectivement : $l_{u1} > l_{u2} > l_{u3}$. Plus précisément : $l_{u2} = x = 900mm$ donc $l_{u1} > x > l_{u3}$. Ainsi, le panneau décrit par la figure 14,

présente trois parties renforcées entre $y = 0$ et y_2 , puis seulement deux parties renforcées parmi les trois précédentes sont prolongées entre y_2 et $y_3 = 0,5L$ (plus particulièrement, sur la figure 14, ce sont les parties renforcées externes les plus proches des bords du panneau qui sont prolongés, tandis que la partie renforcée comprise entre les deux externes s'arrête à y_2).

- [0109] On présente ci-après, en relation avec les figures 15 à 19 différentes formes de parties renforcées (12) qu'il est possible d'intégrer au sein du panneau en matière composite afin de renforcer sa résistance à la déformation.
- [0110] La [Fig.15] illustre une partie renforcée (12) possédant deux bases ovales, la base inférieure étant d'une surface inférieure à celle de la base supérieure et l'extrémité distale (152) de la partie renforcée étant intégrée au fuselage. On définit une zone proximale (151), proche du fuselage (22), d'une section légèrement supérieure à la section de la zone distale (152), éloignée du fuselage (22). La [Fig.15] représente donc une partie renforcée (12) telle que décrite ci-dessus, selon deux vues différentes. La première vue (en haut de la figure), représente une vue de dessous, où l'intégration de la partie renforcée dans le fuselage est visible, ainsi que la légère diminution de la largeur de la partie renforcée (12) ; tandis que la seconde vue (en bas de la figure) représente une vue 3D de la partie renforcée (12).
- [0111] La [Fig.16] représente une pyramide tronquée à base rectangle dont l'extrémité proximale a été intégrée au fuselage (22). La section de la zone proximale (151) est légèrement supérieure à la section de la zone distale (152). La [Fig.16] représente donc une partie renforcée (12) telle que décrite ci-dessus, selon deux vues différentes. La première vue (en haut de la figure), représente une vue de dessous, où l'intégration de la partie renforcée (formée par la divergence des plis) dans le fuselage est visible, ainsi que la légère diminution de la largeur de la partie renforcée (12) ; tandis que la seconde vue (en bas de la figure) représente une vue 3D de la partie renforcée (12).
- [0112] La [Fig.17] représente une vue 3D d'une partie renforcée (12) présentant une forme ovoïde allongée et tronquée dans la hauteur. Une telle partie renforcée (12) comprend une zone proximale (151) présentant une section d'une surface supérieure à celle d'une section de la zone distale (152).
- [0113] La [Fig.18] représente une vue 3D d'une partie renforcée (12) en forme de prisme (181) trapézoïdal présentant, à intervalle régulier, des prismes (182) secondaires trapézoïdaux perpendiculaires au prisme principal (181), rappelant la forme des antennes Yagi-Uda dite « antenne râteau ». Les petites bases de l'ensemble des prismes sont orientées vers le bas et sont coplanaires, bien qu'une solution non-coplanaire soit également envisageable. L'ensemble des grandes bases sont coplanaires.
- [0114] Le [Fig.19] représente une vue 3D d'une partie renforcée (12) présentant une section en forme de chapeau de gendarme. Cette forme est définie par un arc de cercle convexe

dont les extrémités sont aplanies et sont reliées par une droite. Une telle forme permettrait de faciliter la création d'une partie renforcée (12) au sein du panneau en raison de l'absence de ligne brisée. En effet, cette forme est entièrement arrondie, permettant ainsi aux plis divergés d'épouser plus facilement la forme. Une telle partie renforcée (12) comprend une zone proximale (151) présentant une section d'une surface légèrement supérieure à celle d'une section de la zone distale (152).

- [0115] Tel qu'illustré par les figures 15 et 16 précédemment présentées, les parties renforcées peuvent se poursuivre dans le fuselage afin d'améliorer la solidarisation de l'aile avec le fuselage. Dans un autre exemple de réalisation, les parties renforcées, et donc les plis composant le panneau peuvent épouser la forme du fuselage à l'emplanture afin d'améliorer l'encastrement de l'aile au fuselage.
- [0116] Dans le cas d'une aile d'avion, le principe général illustré précédemment peut être appliqué de telle sorte que les parties renforcées (12) soient placées dans le sens de la longueur de l'aile, c'est-à-dire dans la direction allant du fuselage (22) (zone proximale, 151) vers l'extrémité des ailes (zone distale, 152). Dans un autre exemple de réalisation, le panneau peut être renforcé selon une quelconque direction de l'espace, dans laquelle s'exerce la force à contrer.
- [0117] Dans un mode de réalisation, l'épaisseur des parties renforcées (12) est 2 à 10 fois celle de l'épaisseur totale des plis, en fonction des efforts auxquels est soumise la section concernée. Dans le cas d'une aile d'avion, l'épaisseur et/ou la section de la partie renforcée peuvent ainsi être dégressives selon la direction allant du fuselage (22) vers l'extrémité de l'aile, en raison de l'évolution des efforts exercés le long de l'aile. La [Fig.20] illustre l'évolution de l'épaisseur/section de deux parties renforcées (12) selon l'envergure d'une aile d'avion (axe y). Dans l'exemple de réalisation présenté par la [Fig.20], la section des parties renforcées (12) est trapézoïdale isocèle. Ainsi, on observe bien une diminution de l'épaisseur des parties renforcées (12) dans la direction allant du fuselage (22) vers l'extrémité de l'aile (21). Les parties renforcées (12) ont, selon un exemple de réalisation illustré par la [Fig.20], une longueur équivalente à un quart de l'envergure de l'avion (la moitié d'une aile). De plus, la [Fig.20] représente un exemple d'intégration de parties renforcées (12) au sein de l'aile (21) d'un avion. Les parties renforcées (12) étant créées par la divergence d'au moins deux plis voisins, séparant l'ensemble des plis en deux catégories : les plis non-divergés (15) et les plis divergés (16).
- [0118] Dans un exemple de réalisation particulier, l'épaisseur de la partie renforcée (12) est relative (ratio entre l'épaisseur de l'aile et la valeur de la corde). L'épaisseur de la partie renforcée (12) est homothétique de l'évolution de la corde et donc de l'épaisseur relative de la voilure en fonction de y. Le rapport d'homothétie dépend de la MTOW et du domaine de vol.

- [0119] Une fonction illustrée par la figure 20 représente ainsi l'évolution de l'épaisseur de deux parties renforcées (12), dans un exemple de réalisation. La figure 20 comporte, en effet, un graphique mis en correspondance avec différentes sections des parties renforcées (12), ce graphique exprimant l'épaisseur de la section des parties renforcées (12) en fonction de l'éloignement au fuselage selon y . Ainsi, trois sections sont représentées sur la figure, coupées par le plan xz pour trois valeurs de y différentes. Les valeurs des épaisseurs (e_1 , e_2 et e_3) de ces trois sections sont reportées sur le graphique de gauche. On observe donc bien $e_1 > e_2 > e_3$ pour $y_1 < y_2 < y_3$ avec y_1 correspondant à la zone de l'emplanture de l'aile et y_2 correspondant à une demi-longueur de l'aile.
- [0120] En relation avec les figures 21 et 22, on décrit les parties renforcées. Ainsi, la répartition des parties renforcées (12) dans le panneau (11) est fonction des efforts auxquels est soumis ce dernier. Dans le cas d'une aile d'avion, les parties renforcées (12) sont réparties en fonction de la largeur de l'aile. Ainsi, dans un exemple de réalisation dans lequel la technique a été intégrée à une aile de P-51 Mustang, la largeur d'une aile ou corde (36) pour un tel appareil est de 2641,6mm au niveau du fuselage et de 1270mm au niveau de l'extrémité de l'aile. Ainsi, dans cet exemple de réalisation, la largeur de l'aile comprend deux parties renforcées (12).
- [0121] La largeur des parties renforcées (12) a été définie en fonction de la largeur de l'aile (ou corde) notée l . Dans un exemple de réalisation particulier, illustré par les figures 21 et 22, les parties renforcées (12) présentent une largeur correspondant environ à un quart de $0,6l$. Une longueur l_u est définie comme étant environ égale à $0,6l$. Cette longueur est également définie comme étant la distance entre $0,1l$ et $0,7l$ en partant du bord d'attaque (34) de l'aile. Ainsi, l_u commence à $0,1l$ du bord d'attaque (34) et se termine à $0,3l$ du bord de fuite (35). Les parties renforcées décrites dans les figures 21 et 22 présentent donc une largeur de $l_u/4$ et sont centrés chacun autour d'un point de symétrie situé respectivement à $l_u/4$ de chaque extrémité de la longueur l_u . Les valeurs de $0,1l$ et $0,3l$ peuvent être adaptées au type d'avion et au type d'aile souhaités. Elles ont pour but principal de définir des zones dédiées à des usages spécifiques (accrochage, présence d'éléments mobiles, présence de mécanismes spécifiques...), ces zones (103) ne pouvant pas être renforcées du fait de leur usage. Ainsi, dans le cas d'une aile d'avion, les zones du bord d'attaque ($0,1l$) et du bord de fuite ($0,3l$) ne peuvent pas présenter de renforts en raison de la présence de volets, d'ailerons et d'autres éléments mobiles ou à usage spécifiques.
- [0122] Dans un exemple de réalisation, illustré par les figures 21 et 22, les parties renforcées (12) présentent un plan de symétrie vertical selon leur longueur (plan yz) et possèdent une section trapézoïdale isocèle dont la grande base mesure $l_u/4$ et est en contact avec les plis (15) non-divergés. Dans un exemple de réalisation, les parties renforcées (12)

possèdent une section trapézoïdale et l'angle formé par les parois latérales avec la base inférieure de la partie renforcée varie entre 25° et 75° .

[0123] Par ailleurs, les parties renforcées (12) étant partie intégrante du feuilleté de plis (15, 16), elles sont partie intégrante de la phase de polymérisation initiale du panneau (11).

[0124] Dans un exemple de réalisation particulier, la divergence des plis formant les parties renforcées (12) est permise par l'adjonction d'un élément support composé d'un matériau composite pouvant présenter une structure possédant une faible densité tel que du polypropylène en nid d'abeille, de la mousse, du papier aluminium ou encore du bois de type balsa. Ces parties renforcées (12) peuvent aussi intégrer un ou plusieurs câbles en fibres de carbone dans leur longueur. Il est également possible d'envisager l'intégration de gaines techniques au sein de la partie renforcée (12) afin d'y faire passer des systèmes électriques, hydrauliques, pneumatique ou d'autres éléments jugés utiles par l'homme du métier. Par exemple, dans le cas d'une aile d'avion utilisée comme un réservoir, ces parties renforcées (12) peuvent intégrer des tuyaux permettant d'alimenter en carburant les moteurs situés dans les ailes et/ou ailleurs dans l'avion (fuselage...).

[0125] La figure 21 représente une aile d'avion dont l'extrados comporte deux parties renforcées (12) alignées dans la direction allant du fuselage vers l'extrémité de l'aile (axe y). La corde (36) de l'aile est l et la longueur l_u est à nouveau définie comme faisant partie du segment l . Le segment l étant divisé en trois segments successifs, respectivement du bord d'attaque au bord de fuite : un premier segment mesurant $0,1l$, un deuxième segment défini précédemment, nommé l_u , et mesurant $0,6l$, et enfin, un troisième segment mesurant $0,3l$. Ainsi, les parties renforcées (12) sont réparties sur l'extrados (31) de l'aile (21) dans la largeur de la corde (36), le long de l'axe x (défini comme la direction allant du centre du fuselage (22) vers l'avant de celui-ci, ou encore comme la direction de déplacement de l'avion), de la manière suivante : la première partie renforcée (12) est centrée autour d'un plan yz passant par la dimension $l_u/4 + 0,1l$ mesurée depuis le bord d'attaque (34) ; tandis que la seconde partie renforcée est centrée autour d'un plan yz passant par la dimension $l_u/4 + 0,3l$ mesurée depuis le bord fuite (35). Chacune des parties renforcées mesure $l_u/4$ de largeur et présente des plis externes non-divergés (15) et des plis interne divergés (16). Dans un exemple de réalisation non représenté sur la [Fig.21], l'intrados (32) peut également présenter la même structure en symétrique.

[0126] La figure 22 représente une section d'une aile d'avion dans l'exemple de réalisation particulier décrit ci-dessus. Cette vue provient de la section A-A des figures 1 et 21, et représente donc le profil d'une aile possédant une forme s'apparentant à une goutte d'eau légèrement aplaniée. On observe une répartition des parties renforcées (12) similaire à celle présentée sur la figure 21. Ainsi, deux parties renforcées (12) sont

réparties dans la corde (36) de l'aile et sont placées dans la direction de l'axe y. Les parties renforcées sont intégrées à la structure. Ces parties renforcées sont ainsi formées par la divergence des plis internes (16) et la non-divergence des plis externe non-divergés (15). Ces parties renforcées mesurent $l_u/4$ de large et sont centrées autour des points situés respectivement à $l_u/4 + 0,1l$ du bord d'attaque et $l_u/4 + 0,3l$ du bord de fuite. Sur ce schéma, seul l'extrados (31) présente des parties renforcées (12), cependant, il est envisageable d'en intégrer à l'intrados (32) également.

[0127] Cet exemple de réalisation a été appliqué à une aile d'une réplique de P-51 Mustang. Des tests de rupture ont été effectués et ont permis de démontrer une résistance de l'aile à 16,4g soit 2,73 fois sa charge réelle et largement supérieure aux 13,5g demandés par les règles de certification (coefficient de sécurité). Ce procédé de conception exige 6 fois moins de matière que la solution de l'art antérieur avec des poutrelles/longerons solidarités à la peau de l'aile par collage ou autre fixation mécanique. La technique décrite dans ce document permet donc un gain en poids, mais aussi en solidité et en intégrité de l'ensemble, tout en étant simple et rapide à mettre en œuvre.

[0128] 5. Le procédé de fabrication

[0129] Ainsi qu'illustré par la [Fig.1] précédemment présentée, le procédé de fabrication du panneau tel que décrit précédemment met en œuvre des plis (15, 16) formant un matériau stratifié. Les parties renforcées (12) sont formées par la divergence de trajectoire entre les plis (15, 16). La fabrication d'un tel panneau peut être effectuée grâce à des procédés manuels (moulage au contact, moulage sous vide, infusion, pré-imprégnés...), des procédés mécanisés (RTM, thermoformage, moulage...) ou tout autre type de procédé jugé adapté par l'homme du métier. Trois exemples de méthodes d'apport de résine sont présentés par la suite.

[0130] Une première méthode utilise un tissu composé de fibres sèches auxquelles on ajoute de la résine au pinceau à chaque dépôt de pli. Puis, une fois l'ensemble des plis posés et imprégnés, un tissu d'arrachage et une feutrine sont placés sur l'empilement afin d'absorber l'excédent de résine. Par la suite, un sac à vide est disposé sur l'ensemble afin d'éliminer les inclusions d'air et d'améliorer la distribution de la résine dans la structure composite. Enfin, la pièce ainsi densifiée est cuite dans une étuve ou un autoclave.

[0131] Une deuxième méthode utilise elle aussi un tissu sec, cette fois empilé sans ajout progressif de résine, mais par ajout en étape finale (après empilement de l'ensemble des plis) de la résine par injection dans un moule fermé. Ce processus est appelé infusion de résine ou moulage par infusion sous vide. Cette méthode est adaptée aux grandes dimensions (par exemple de plus de 10m) car elle permet de donner du temps

aux opérateurs effectuant la pose des plis. De plus, cette technologie autorise la réalisation rapide et simplifiée de pièces monolithiques, pseudo-sandwich et sandwich, tout en garantissant un taux de fibre élevé grâce à l'utilisation d'une juste quantité de résine et donc en limitant la perte de matière et les étapes supplémentaires. Cette méthode permet également une reproductibilité en production de pièce et une meilleure protection des opérateurs aux émissions de solvants tels que le styrène.

[0132] Une troisième méthode utilise, quant à elle, un tissu dit "pré-imprégné", celui-ci étant composé de fibres préalablement imprégnées de résines. Des plis composés dudit tissu sont donc empilés pour former la pièce souhaitée. Puis, un tissu d'arrachage et une feutrine sont disposés sur la dernière couche afin d'absorber l'excédent de résine. Un sac à vide est ensuite utilisé avant de cuire la pièce dans une étuve ou un autoclave.

[0133] Ainsi, le procédé général de fabrication d'un panneau tel que décrit précédemment comprend les étapes suivantes :

- [0134] – positionnement d'au moins un pli (15) du côté externe dudit panneau (11), nommé pli non-divergé ; et
- création d'une partie renforcée au sein d'un feuilleté de plis (15, 16) selon les étapes suivantes :
- adjonction d'au moins un élément (17) composé d'un matériau de faible densité sur ledit au moins un pli (15) externe non-divergé, appelé élément support (17) ; et
 - adjonction et mise en forme d'au moins un pli (16) du côté interne du panneau (11), recouvrant l'ensemble formé par ledit au moins un pli externe (15) et ledit au moins un élément support (17), ledit au moins un pli interne (16) épousant les formes de l'ensemble formé par ledit au moins un pli externe (15) et ledit élément support (17) ; et
 - adjonction de résine pour former une matrice englobant l'ensemble formé par le feuilleté de plis (15, 16) et ledit au moins un élément support (17) ; et
 - polymérisation de ladite résine.

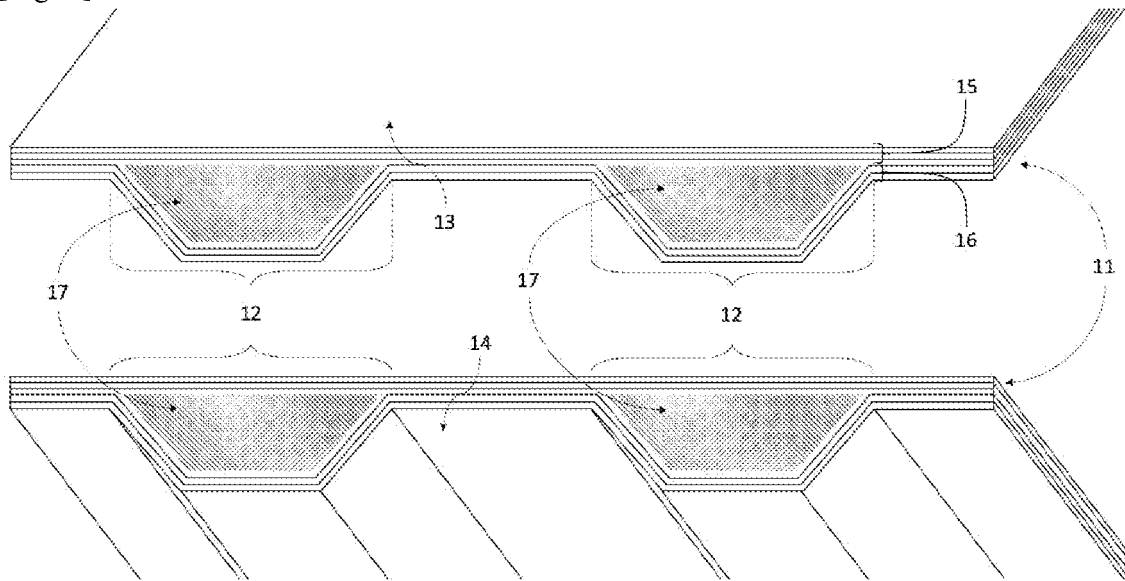
[0135] Dans un exemple de réalisation, le procédé de fabrication met en œuvre un noyau gonflable apte à être inséré entre les plis non-divergés (15) et les plis divergés (16) afin de créer une partie renforcée (12), le noyau permettant d'éviter l'effondrement des plis divergés et pouvant être éventuellement retiré après l'opération de polymérisation. Dans un exemple de réalisation, la partie renforcée (12) peut être mise sous vide après polymérisation du feuilleté de plis.

Revendications

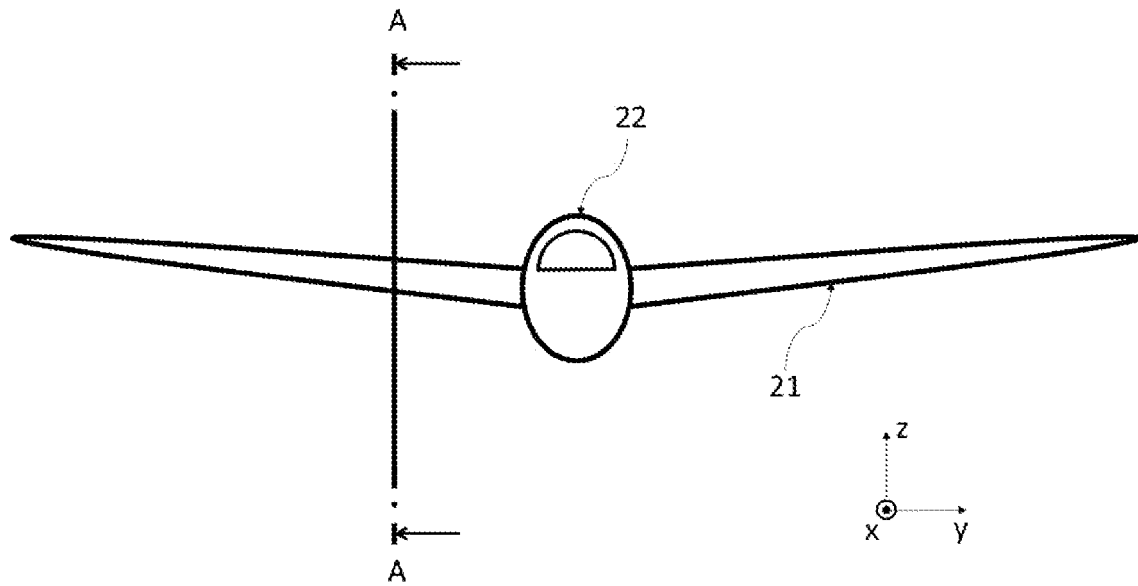
- [Revendication 1] Panneau (11) en matériau composite caractérisé en ce qu'il comprend un feuilleté de plis (15, 16) empilés les uns sur les autres le long d'une direction d'empilement perpendiculaire au plan dudit panneau (11) dans lequel au moins un pli (16) du feuilleté de plis (15, 16) diverge du plan du panneau, formant ainsi une structure de renforcement dudit panneau (11) appelée partie renforcée (12).
- [Revendication 2] Panneau (11) selon l'une des revendications précédentes caractérisé en ce que ladite au moins une partie renforcée (12) comprend un élément de support (17) sur lequel ledit au moins un pli divergé (16) diverge.
- [Revendication 3] Panneau (11) selon la revendication 2 caractérisé en ce que ledit élément de support (17) est composé d'un matériau présentant une densité plus faible que ledit feuilleté de plis (15, 16).
- [Revendication 4] Panneau (11) selon l'une des revendications précédentes caractérisé en ce que la section de ladite au moins une partie renforcée (12) est de forme trapézoïdale ou demi-elliptique ou en chapeau de gendarme.
- [Revendication 5] Panneau (11) selon l'une des revendications précédentes caractérisé en ce que la section diminue dans une direction donnée.
- [Revendication 6] Panneau (11) selon l'une des revendications précédentes caractérisé en ce que lesdits plis (15, 16) sont liés entre eux par une même résine de sorte à former un panneau monolithique.
- [Revendication 7] Panneau (11) selon l'une des revendications précédentes caractérisé en ce qu'au moins un pli (15, 16) dudit feuilleté de plis (15, 16) est composé de fibres de carbone.
- [Revendication 8] Aile (21) d'avion caractérisée en ce que ladite aile (21) d'avion comprend un panneau (11) selon l'une quelconque des revendications précédentes, ledit panneau (11) formant une peau travaillante de ladite aile (21) d'avion.
- [Revendication 9] Procédé de fabrication d'un panneau (11) en matériau composite caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :
- positionnement d'au moins un pli (15) du côté externe dudit panneau (11), nommé pli non-divergé ; et
 - création d'une partie renforcée au sein d'un feuilleté de plis (15, 16) selon les étapes suivantes :
 - adjonction d'au moins un élément (17) composé d'un matériau de faible densité sur ledit au moins un pli (15) externe non-divergé, appelé élément support (17)

- ; et
- adjonction et mise en forme d'au moins un pli (16) du côté interne du panneau (11), recouvrant l'ensemble formé par ledit au moins un pli externe (15) et ledit au moins un élément support (17), ledit au moins un pli interne (16) épousant les formes de l'ensemble formé par ledit au moins un pli externe (15) et ledit élément support (17) ; et
- adjonction de résine pour former une matrice englobant l'ensemble formé par le feuilleté de plis (15, 16) et ledit au moins un élément support (17) ; et
- polymérisation de ladite résine.

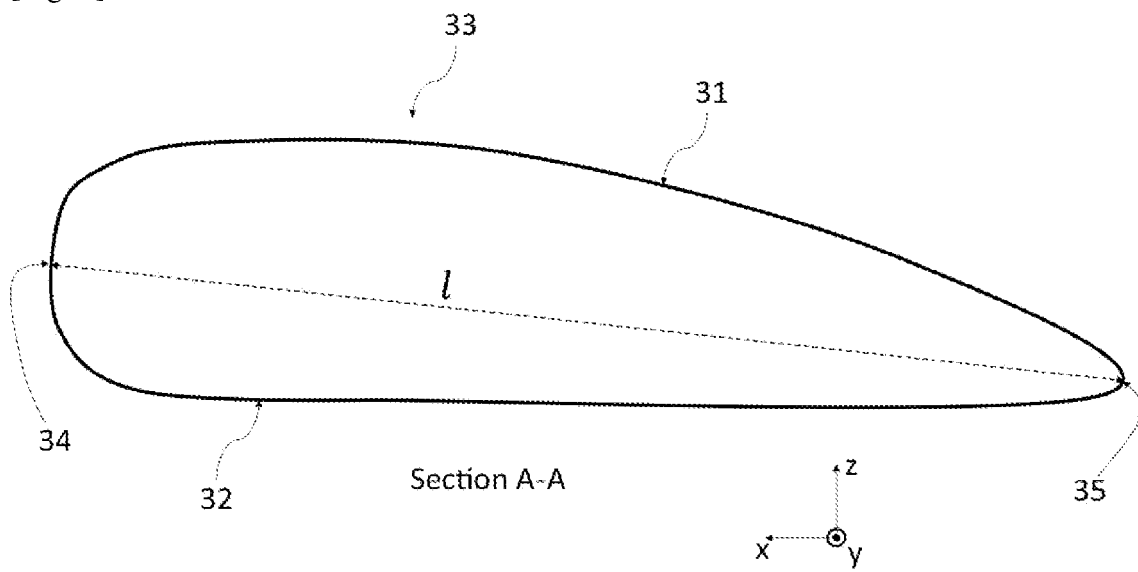
[Fig. 1]



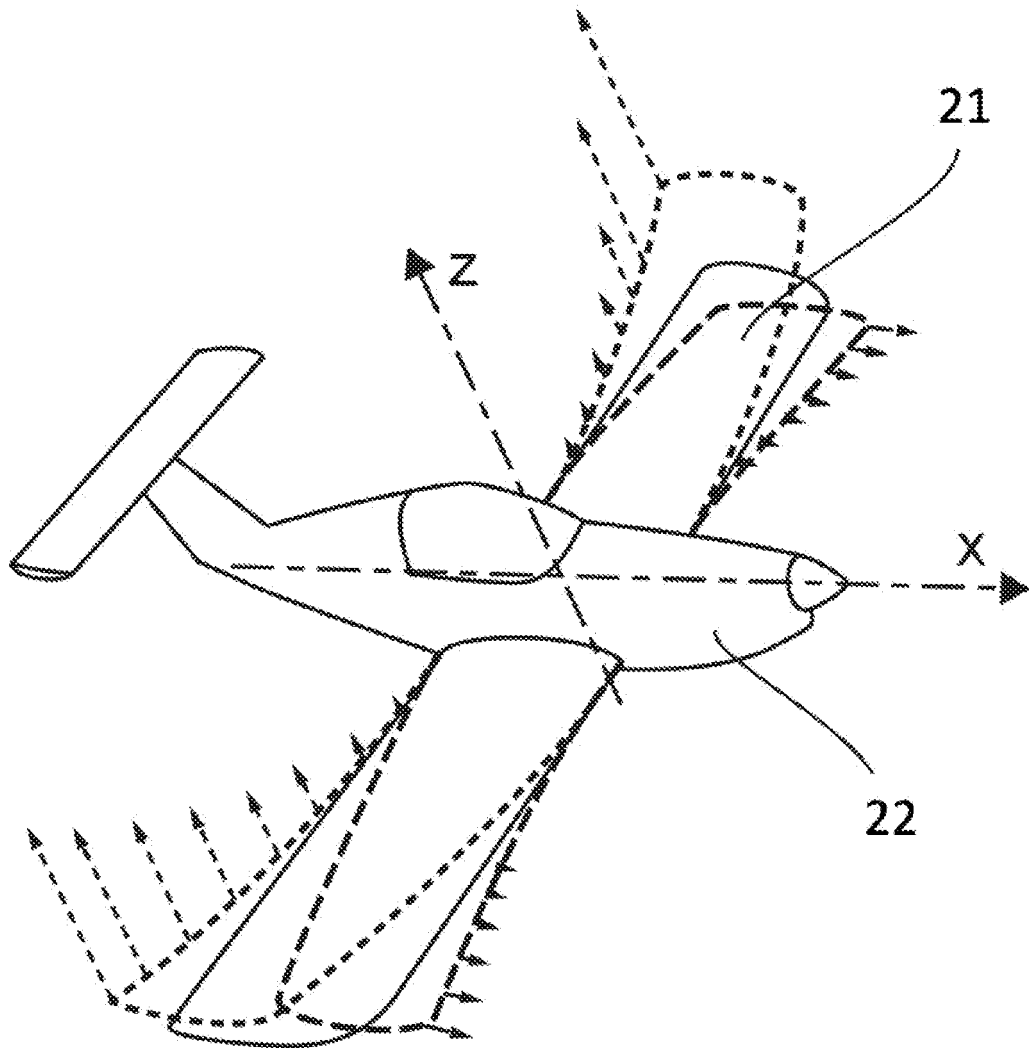
[Fig. 2]



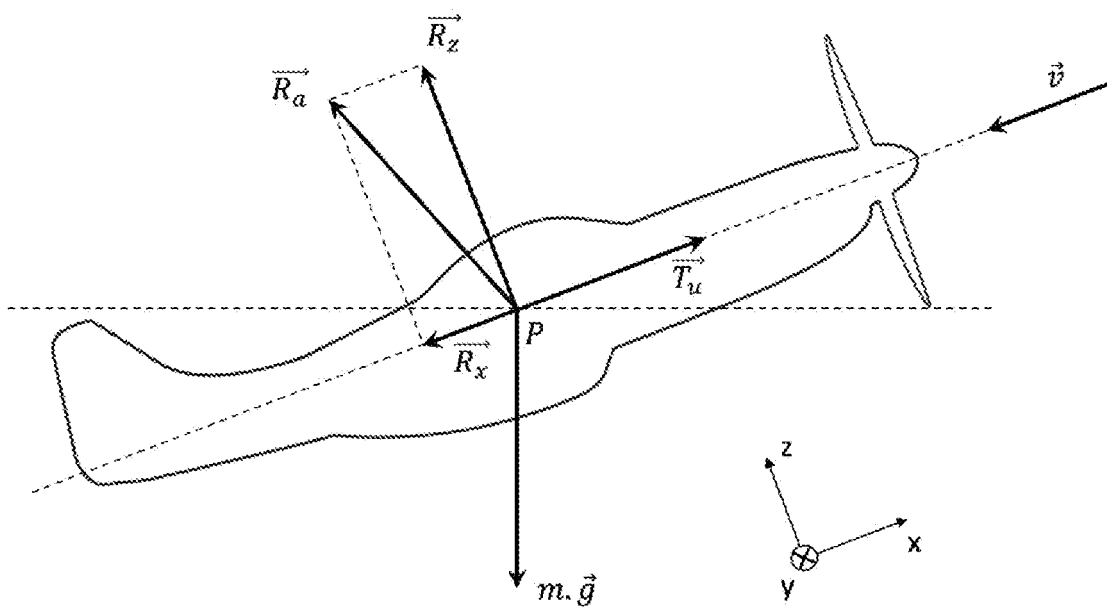
[Fig. 3]



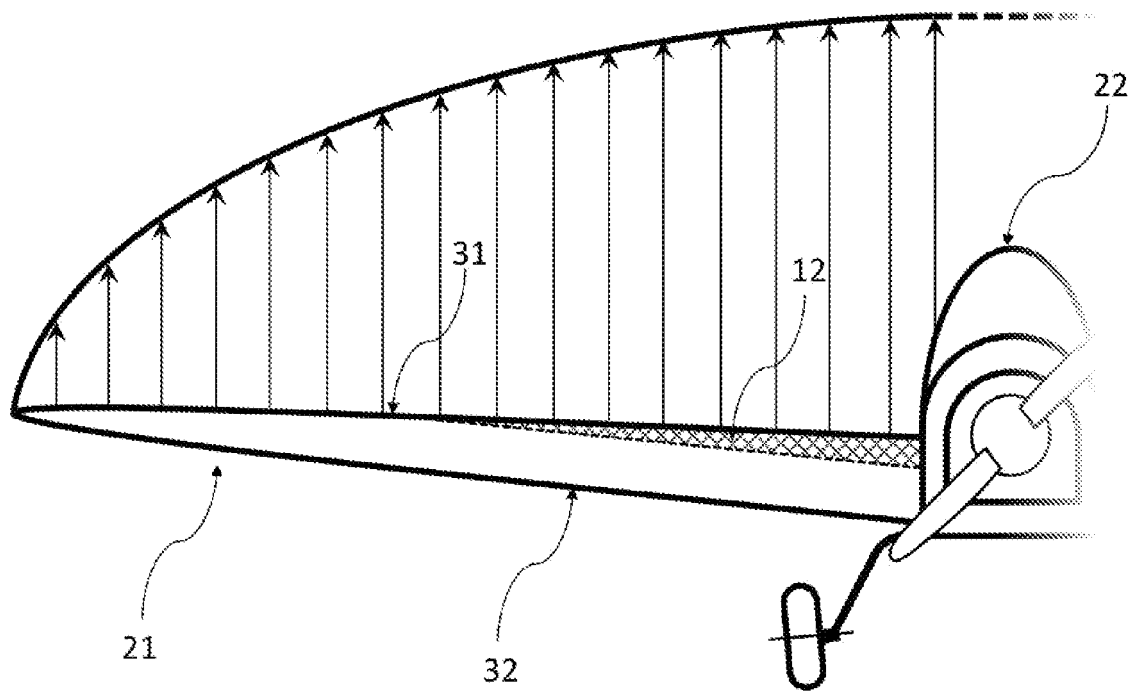
[Fig. 4a]



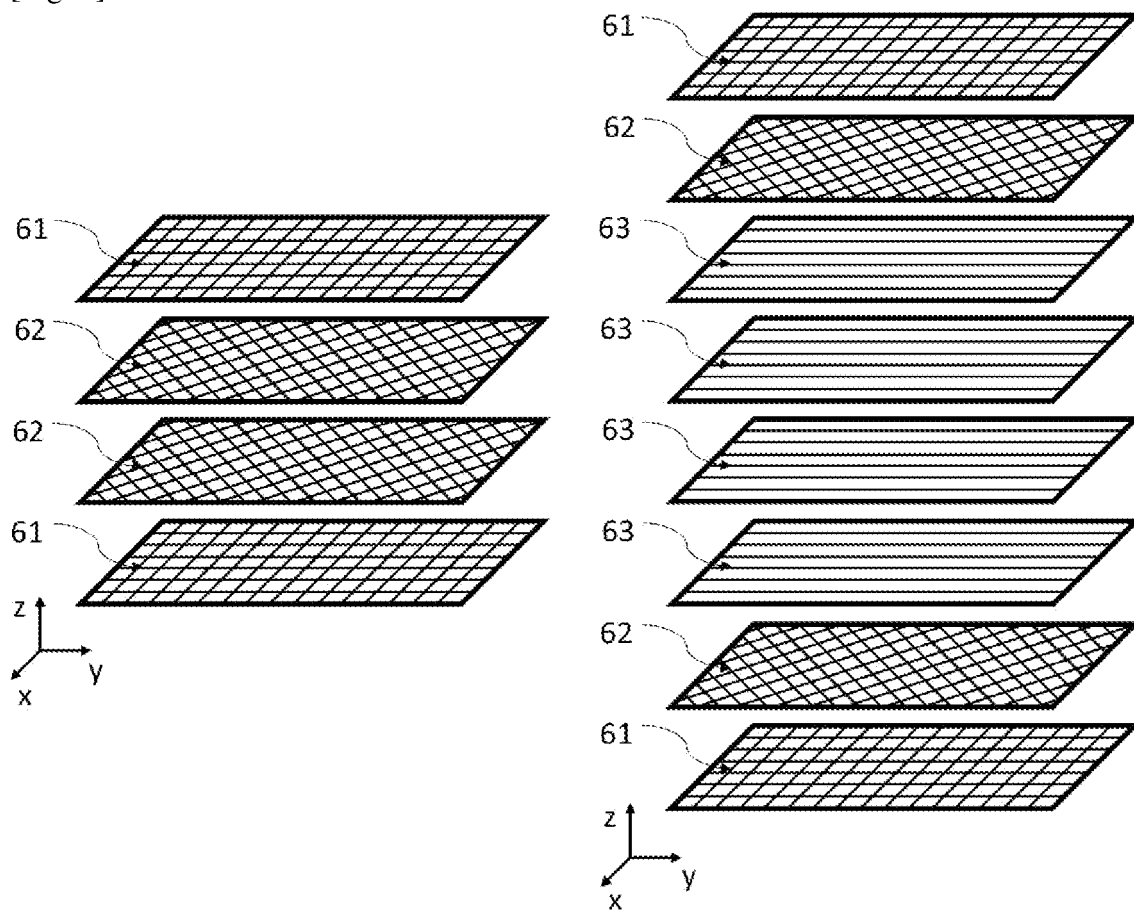
[Fig. 4b]



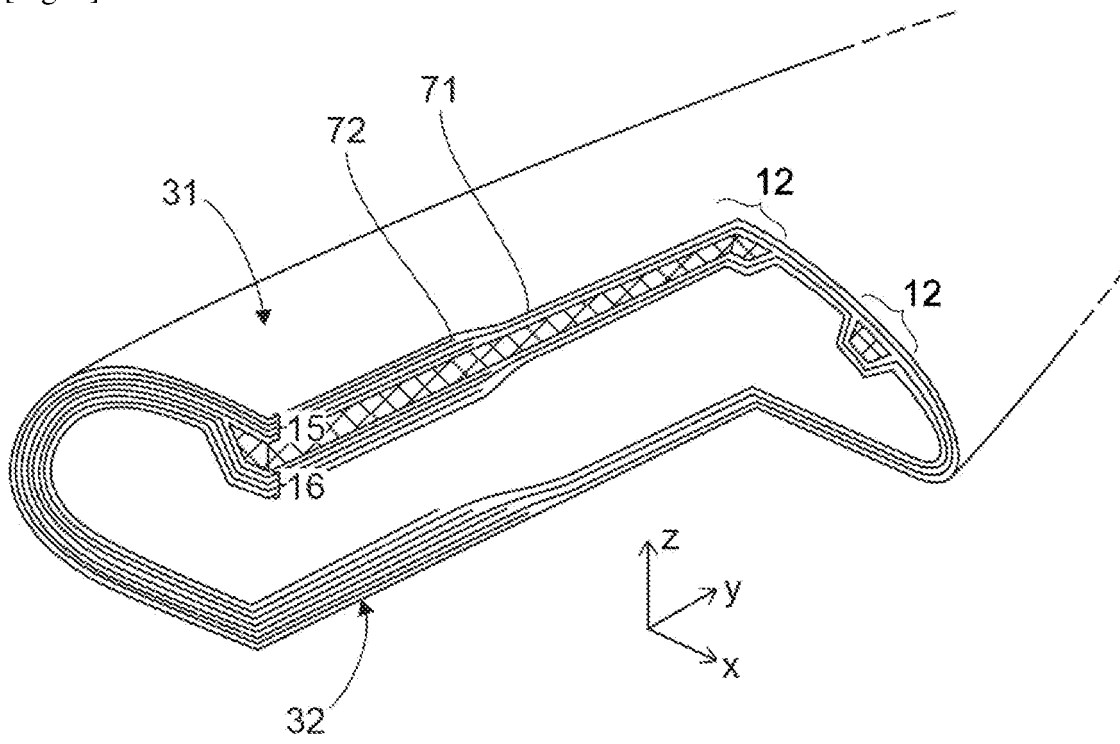
[Fig. 5]



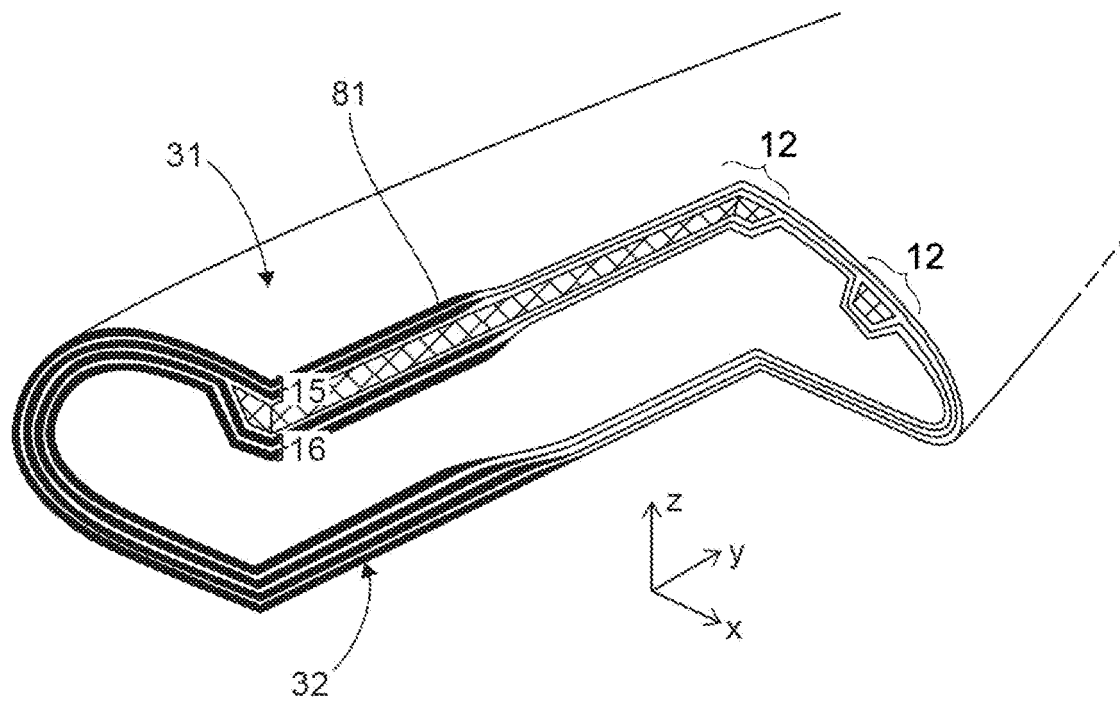
[Fig. 6]



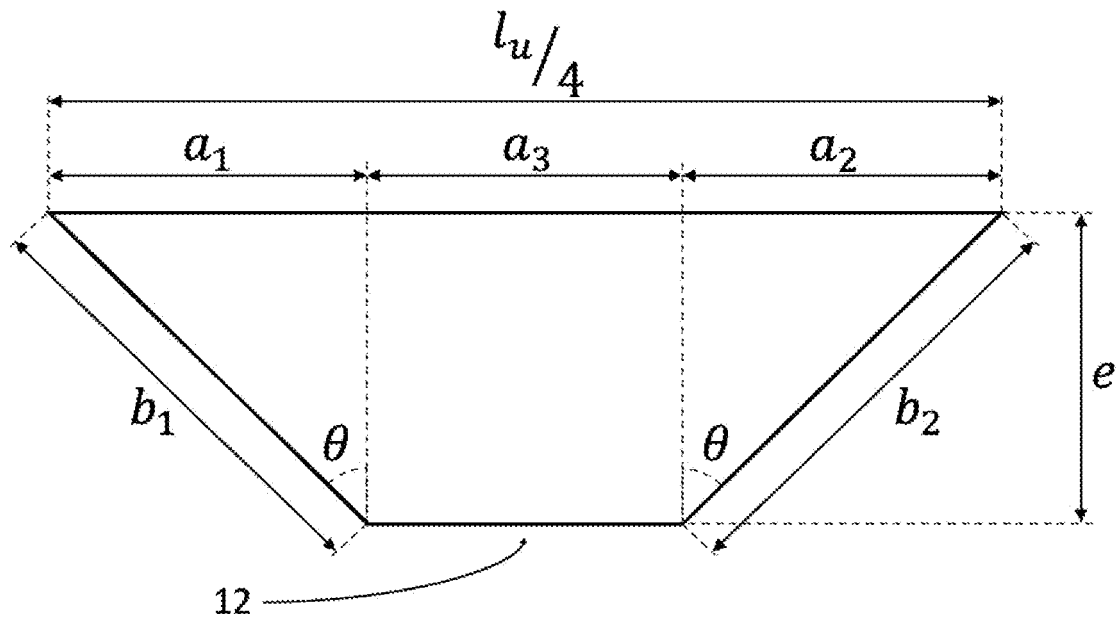
[Fig. 7]



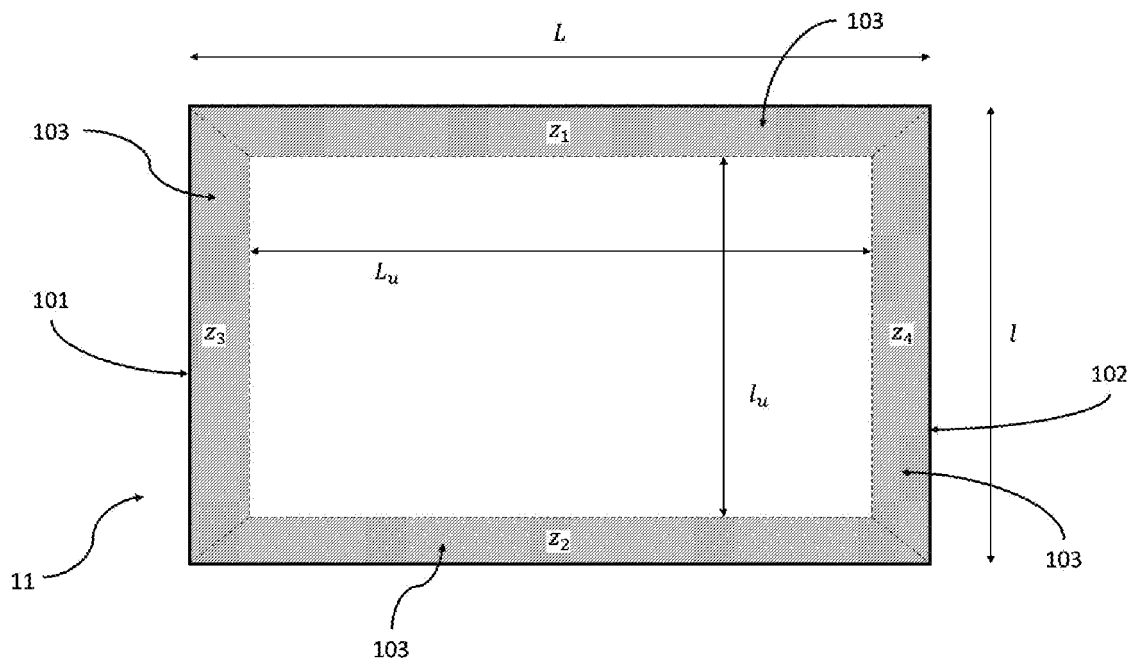
[Fig. 8]



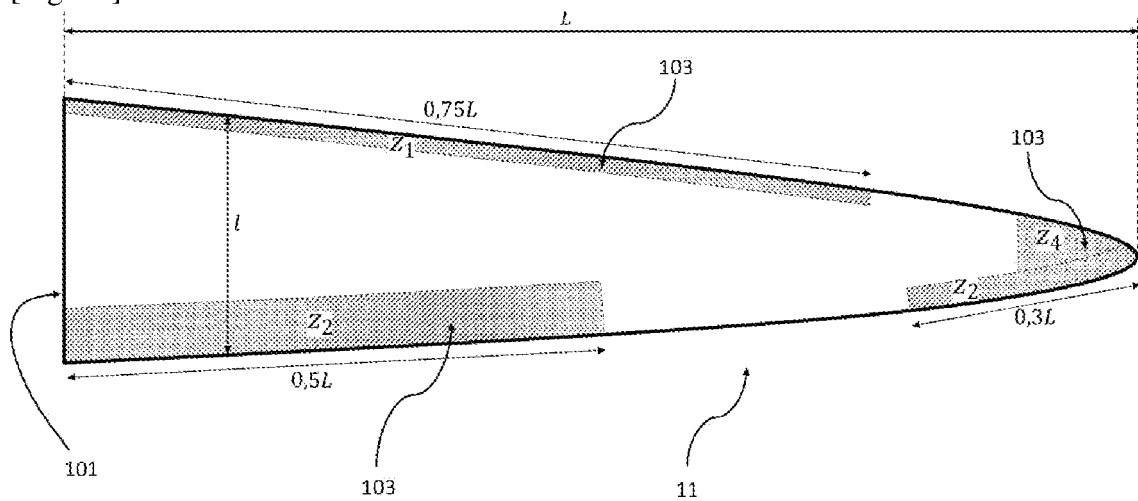
[Fig. 9]



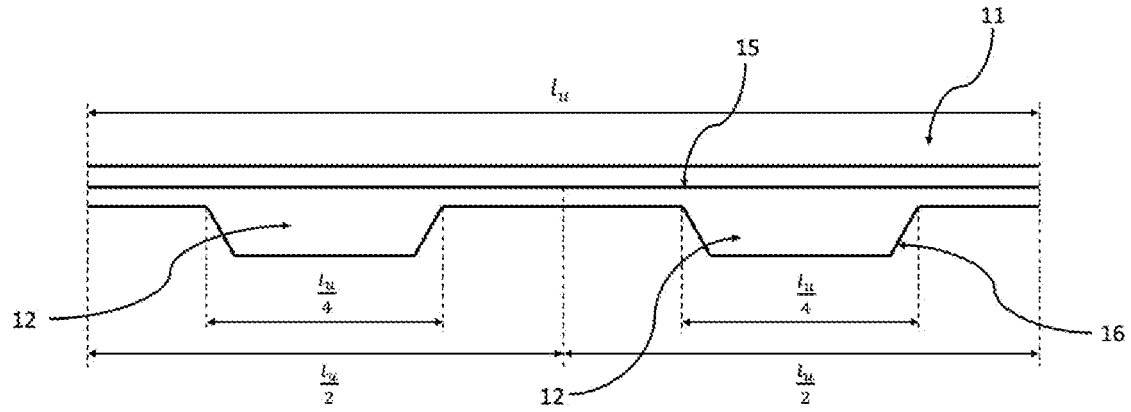
[Fig. 10]



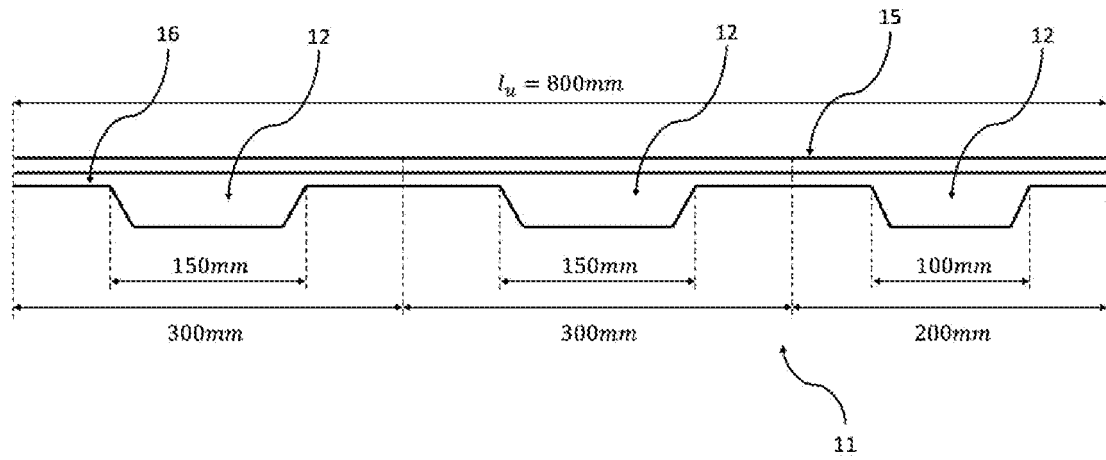
[Fig. 11]



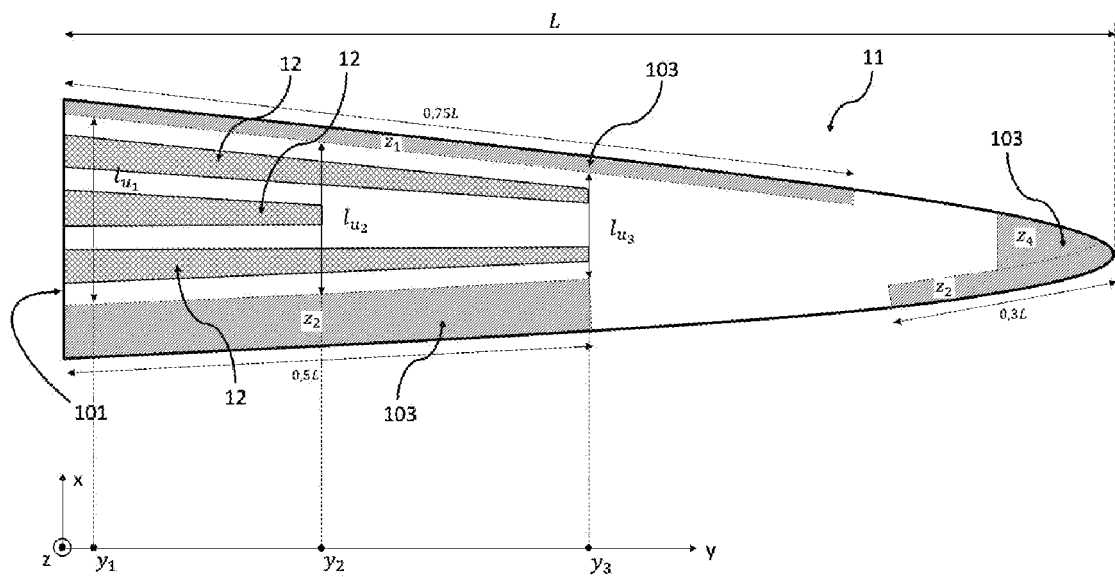
[Fig. 12]



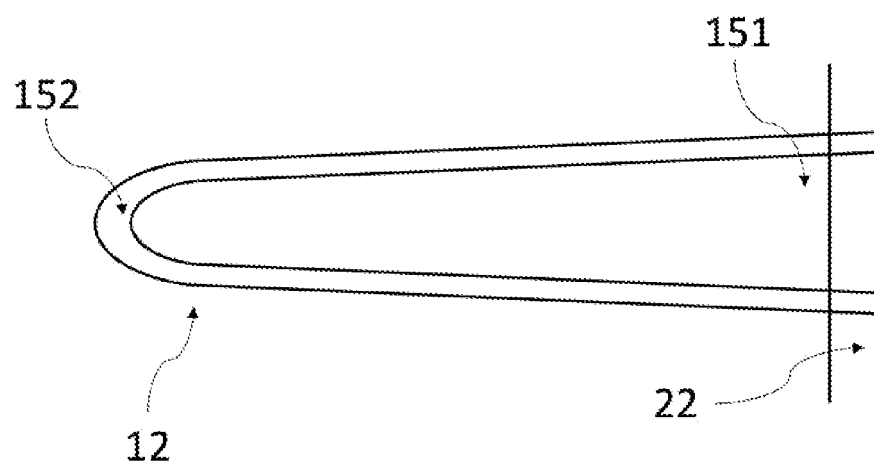
[Fig. 13]



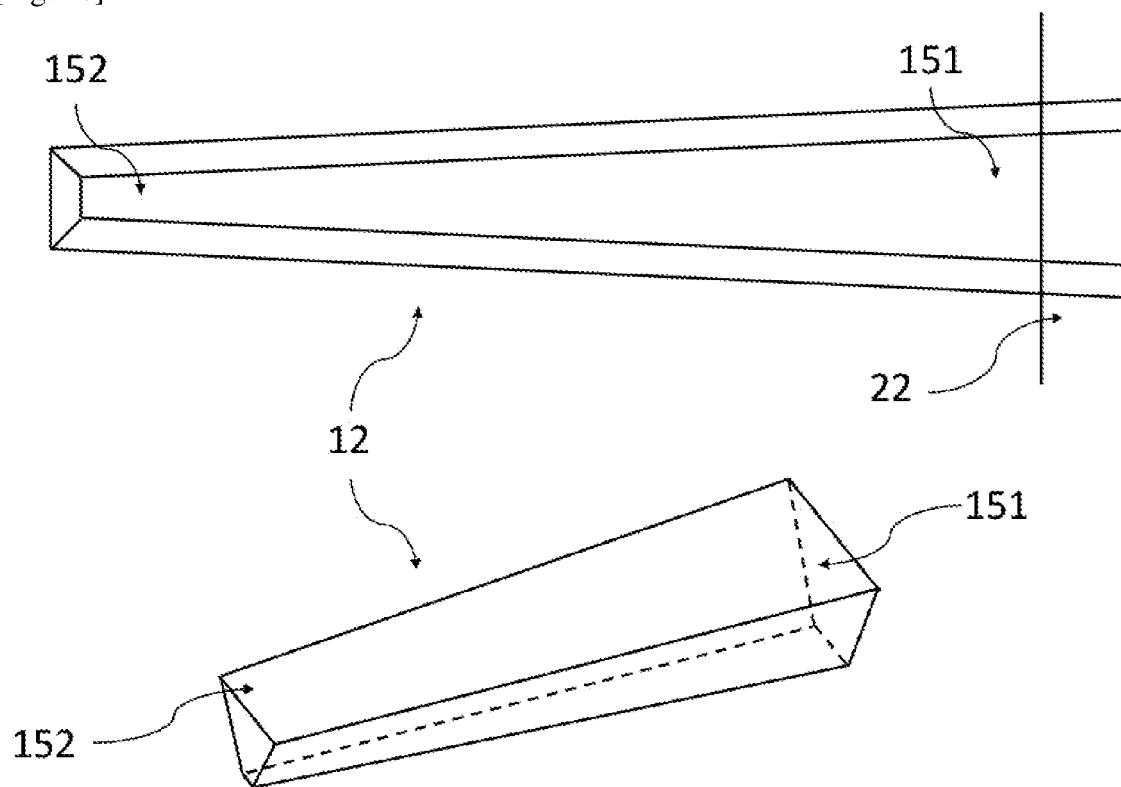
[Fig. 14]



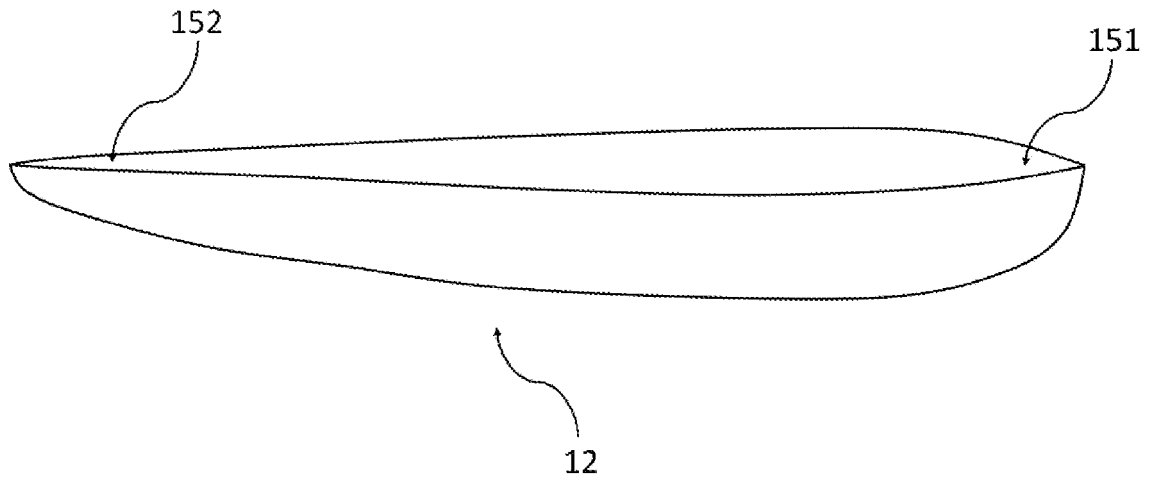
[Fig. 15]



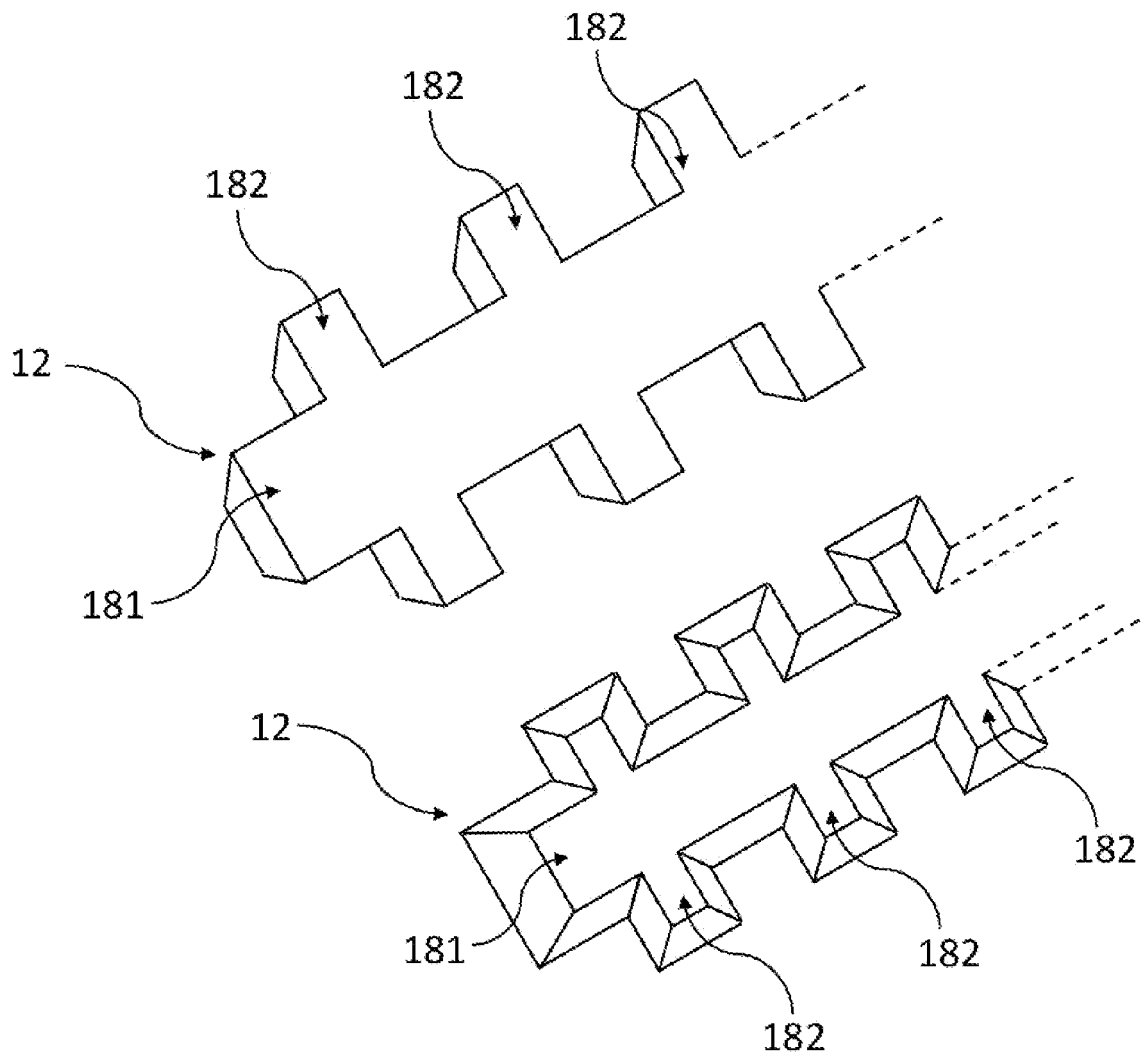
[Fig. 16]



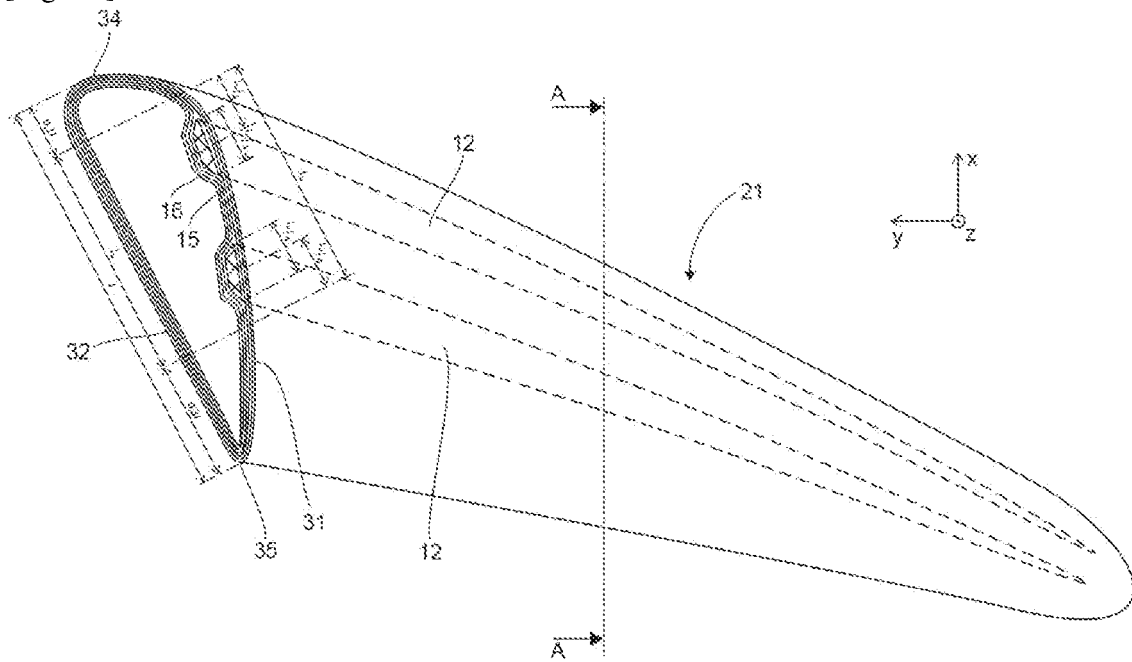
[Fig. 17]



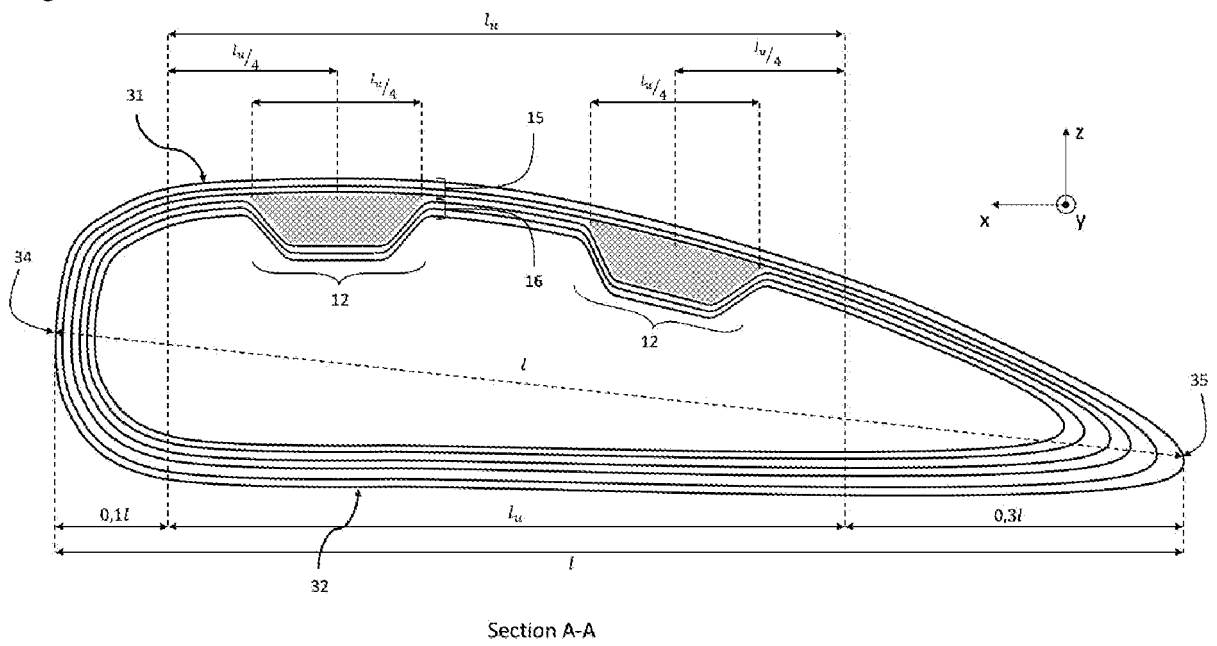
[Fig. 18]



[Fig. 21]



[Fig. 22]



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 905337
FR 2203010

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	FR 3 106 777 A3 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]; AIRBUS OPERATIONS GMBH [DE]) 6 août 2021 (2021-08-06) * alinéa [0027] - alinéa [0030]; revendications 1-2; figures 1-4 * -----	1-9	B32B3/02 B32B7/05 B32B5/02 B64C3/20
A	GB 2 575 633 A (BAE SYSTEMS PLC [GB]) 22 janvier 2020 (2020-01-22) * revendications 1-15; figures 1-4 * -----	1-9	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B32B
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
25 octobre 2022		Chatron-Michaud, P	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS 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 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			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2203010 FA 905337**

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 **25-10-2022**
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
FR 3106777	A3	06-08-2021	AUCUN	

GB 2575633	A	22-01-2020	AUCUN	
