

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 30.09.08.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 02.04.10 Bulletin 10/13.

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

⑥① Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦① Demandeur(s) : AIRBUS FRANCE Société anonyme
— FR.

⑦② Inventeur(s) : MEYER CEDRIC et GAUDIN
JOCELYN.

⑦③ Titulaire(s) : AIRBUS FRANCE Société anonyme.

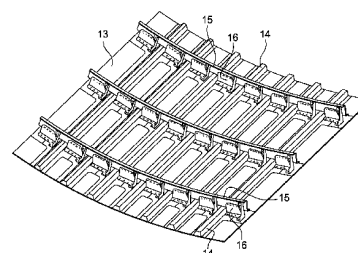
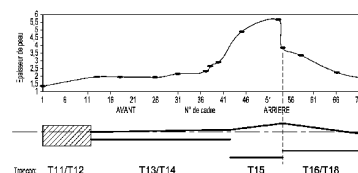
⑦④ Mandataire(s) : CABINET SCHMIT CHRETIEN.

⑤④ TRONCON DE FUSELAGE D'AERONEF EN MATERIAU COMPOSITE A PROFIL INTERIEUR CONSTANT.

⑤⑦ L'invention concerne un tronçon de fuselage d'aéro-
nef en matériau composite comportant :

- une ossature interne comprenant des cadres (15) for-
mant une structure radiale du fuselage et des lisses (14) for-
mant une structure longitudinale dudit fuselage, et
- une peau (13) en matériau composite, entourant l'os-
sature interne, cette peau ayant une épaisseur évolutive
suivant un axe longitudinal X, avec un profil intérieur sensi-
blement constant et régulier.

L'invention concerne aussi un procédé de fabrication
d'une peau de tronçon de fuselage d'aéronef en matériau
composite, comportant une opération de drapage de nap-
pes de fibres préenduites de résine autour d'un moule, le
nombre de nappes de fibres variant longitudinalement en
fonction de la zone considérée du fuselage de façon à réa-
liser une peau d'épaisseur évolutive.



TRONCON DE FUSELAGE D'AERONEF EN MATERIAU COMPOSITE A PROFIL INTERIEUR CONSTANT

5 *Domaine de l'invention*

L'invention concerne un tronçon de fuselage d'aéronef en matériau composite ayant un profil intérieur sensiblement constant suivant l'axe longitudinal de l'aéronef. L'invention concerne également un procédé de fabrication d'une peau en matériau composite d'un tel tronçon de fuselage.

10 L'invention trouve des applications dans le domaine de l'aéronautique et, en particulier, dans le domaine de la construction de tronçons de fuselage en matériau composite.

Etat de la technique

15 Classiquement, les fuselages d'aéronefs sont métalliques. Un fuselage métallique est constitué de panneaux métalliques montés et fixés autour d'une structure interne, également métallique, appelée ossature interne de l'aéronef. Ces panneaux métalliques, une fois assemblés, forment la peau de l'aéronef. De tels fuselages métalliques présentent l'inconvénient d'être
20 lourds puisque la structure interne et la peau sont métalliques.

Pour diminuer la masse du fuselage, les constructeurs aéronautiques ont remplacés certains éléments métalliques par des éléments en matériau composite. Les matériaux composites sont utilisés, notamment, pour la réalisation de la peau du fuselage de l'aéronef. Cette peau en matériau
25 composite est réalisée à partir de nappes de fibres sèches ou pré-imprégnées d'une résine thermodurcissable. Par exemple, des nappes de fibres pré-imprégnées sont placées sur/dans un moule pour être mises en forme puis chauffées avec le moule. Sous l'effet de la chaleur, la résine se polymérise, ce qui permet au renfort fibreux de conserver la forme du moule.
30 Après refroidissement, le moule est retiré.

Quel que soit le type de fuselage, métallique ou en matériau composite, un aéronef subit, en vol, des efforts aérodynamiques. En effet, les efforts aérodynamiques sur la voilure de l'aéronef créent une flexion du fuselage. Cette flexion est proportionnelle à la proximité de l'emplanture.
35 Ainsi, plus la zone du fuselage considérée est éloignée de l'emplanture, et

plus la flexion est faible. Le moment de flexion est même quasi-nul à la pointe avant de l'aéronef. Par contre, à l'arrière de l'aéronef, le moment de flexion n'est jamais nul du fait de la présence du plan horizontal, qui génère des efforts aérodynamiques.

5 Un exemple d'aéronef de forme classique est représenté sur la figure 1 avec, en sur impression, le profil du moment de flexion correspondant à cet aéronef, lorsque ledit aéronef est en vol. On voit sur cette figure que le moment de flexion maximum M_y se situe au niveau de l'emplanture de la voilure.

10 Il s'ensuit, en toute logique, une variation de l'épaisseur de la peau du fuselage correspondant au profil du moment de flexion M_y du fuselage. Ainsi, l'épaisseur de la peau augmente depuis la pointe avant de l'aéronef jusqu'à l'emplanture puis décroît de l'emplanture vers l'arrière de l'aéronef.

On a représenté, sur la figure 2, l'aéronef de la figure 1 avec les
15 différents efforts correspondant à ce moment de flexion M_y , induits sur le fuselage. De façon plus précise, le moment de flexion M_y engendre une sollicitation de traction F_T sur le pavillon 10 du fuselage, c'est-à-dire sur les panneaux supérieurs du fuselage. Il engendre une sollicitation de compression F_C dans les barques 11 du fuselage ; on appelle barque,
20 l'ensemble des panneaux inférieurs du fuselage, opposés au pavillon et faisant face au sol. Le moment M_y engendre une sollicitation de cisaillement T , ou effort tranchant, dans les panneaux latéraux 12 du fuselage.

Pour assurer une meilleure résistance contre ces sollicitations, la peau de l'aéronef est renforcée au niveau des panneaux les plus sollicités.
25 L'épaisseur de la peau de l'aéronef est donc irrégulière.

On sait, en outre, qu'une structure raidie permet de passer plus d'efforts en traction qu'en compression, pour les raisons suivantes :

- les caractéristiques des matériaux composites utilisés pour la réalisation du fuselage sont meilleures en traction, et
- 30 - une fois que la peau a plissé sous l'effet d'une sollicitation en compression, la largeur travaillante est réduite.

En conséquence, pour tenir compte de cette caractéristique, l'épaisseur du revêtement du fuselage, c'est-à-dire de la peau, augmente graduellement du pavillon 10 vers les barques 11. Par exemple, la peau au
35 niveau du pavillon passe de 1,4 à 1,6 mm en 10 intercadres (un intercadre

valant 533 mm) et la peau au niveau de la barque augmente de 2 à 2,8 mm en 20 intercadres (l'intercadre valant également 533 mm). Un exemple d'épaisseur de peau est représenté sur la figure 3. Cette figure 3 montre une courbe C10 correspondant à l'épaisseur de peau du pavillon et une courbe C11 correspondant à l'épaisseur de peau de la barque. L'évolution de l'épaisseur de peau depuis le pavillon jusqu'à la barque est progressive et suit le profil du moment de flexion M_y .

Sur un aéronef classique, c'est-à-dire métallique, les évolutions d'épaisseur de peau sont faites par usinage de cavités (pockets, en termes anglo-saxons). Pour cela, on utilise des tôles d'épaisseur maximale, c'est-à-dire dont l'épaisseur correspond à l'épaisseur maximale de la peau sur la barque. On usine ensuite, chimiquement ou mécaniquement, des cavités plus ou moins profondes selon l'épaisseur de peau désirée.

Une telle technique permet d'obtenir des panneaux de fuselage d'une épaisseur variable en fonction de l'emplacement desdits panneaux sur le fuselage. Avec cette technique, la variation d'épaisseur se situe sur le profil intérieur du fuselage. En effet, pour des raisons aérodynamiques, les tôles destinées à former les panneaux de fuselage sont usinées sur leur face interne, c'est-à-dire sur la face des panneaux située à l'intérieur du fuselage. On comprend donc que le profil intérieur du fuselage n'est pas constant ; il est variable proportionnellement à la variation de l'épaisseur de la peau.

Or, cette variation du profil intérieur de la peau est gênante pour fixer les cadres et les lisses formant la structure interne du fuselage. On rappelle que, dans un aéronef, les éléments structuraux qui forment l'ossature de l'aéronef, ou structure interne, nécessitent l'utilisation de pièces supplémentaires pour améliorer la tenue mécanique de ces éléments de structure. Ces pièces supplémentaires peuvent être notamment des raidisseurs. Les raidisseurs sont des pièces profilées fixées sur des éléments structuraux de l'aéronef, par exemple des panneaux, pour transférer les charges ou pour stabiliser les éléments. Les raidisseurs peuvent être des cadres qui sont des éléments de structure radiale du fuselage ou des lisses qui sont des éléments de structure longitudinale dudit fuselage. Les cadres et les lisses sont utilisés notamment pour raidir la peau et pour raidir certaines zones spécifiques de l'aéronef telles que les encadrements de portes. Les raidisseurs, cadres ou lisses, peuvent présenter différentes sections : par

exemple une section en Z, en T, en J ou encore une section en Omega. Pour compenser la variation du profil intérieur du fuselage, des cales ou surépaisseurs sont placées sous les lisses et les cadres, aux emplacements où les cavités sont les plus importantes, et donc où la peau est la moins
5 épaisse, afin de permettre la fixation de lisses et de cadres de même taille.

Sur la figure 11, on a représenté un exemple de panneau de fuselage 13 sur lequel sont fixés des lisses 14 et des cadres 15. Dans cet exemple, les lisses ont une forme en Omega et les cadres sont des cadres en Z fixés par des clips 16.

10 Dans le cas d'un fuselage en matériau composite, il n'y a pas de surépaisseur sous lisse et sous cadre. En effet, le drapage de la nappe de fibres est trop complexe et trop coûteux pour permettre de réaliser des surépaisseurs juste aux emplacements des cadres et des lisses. Il pourrait être envisagé de réaliser des surépaisseur sous lisse et sous cadre par un
15 procédé de superposition local des nappes de fibres, appelé « procédé pad-up », mais les performances mécaniques d'une telle superposition seraient très mauvaises car réalisées sans entrelacement de plis.

En outre, les règles de prise de plis du matériau composite sont difficiles, voir impossibles, à appliquer aux intersections entre lisses et
20 cadres.

Dans une technologie en matériau composite, les variations d'épaisseur de peau peuvent être réalisées par un procédé de prise de plis (ply drop-off, en terme anglo-saxon). Dans ce procédé, les variations d'épaisseur sont obtenues en faisant varier localement le nombre de nappes
25 de fibres superposées par intercalage et décalage desdites nappes de fibres. Comme représenté sur la figure 4, des nappes de fibres de différentes dimensions sont intercalées entre des nappes de fibres de dimensions maximales afin de créer des plis entrelacés. Ces plis permettent de faire varier l'épaisseur de la peau.

30 Cependant, ce procédé de prise de plis est lent et difficile (nombreux arrêts et reprises de plis). En outre, avec un tel procédé, le coût de fabrication du fuselage est directement lié au nombre de variations d'épaisseur. En effet, si on réalise une prise de pli dans le sens longitudinal de l'aéronef, c'est-à-dire un saut d'épaisseur, sur des lisses, un soyage ou
35 pente des lisses est nécessaire pour permettre la fixation de chaque lisse

suivant le profil du saut d'épaisseur. Les lisses ne peuvent alors pas être produites par pultrusion. On rappelle qu'un procédé de fabrication par pultrusion est un procédé de fabrication de lisses en continu, les lisses étant coupées ultérieurement à la longueur voulue. Un tel procédé a l'avantage
5 d'être peu coûteux puisque les lisses sont produites toutes identiques ; toutefois, ce procédé nécessite que les lisses aient une section constante. Or, si la face intérieure de la peau comporte des prises de plis, la dimension des lisses doit nécessairement être variable. La production de lisses par pultrusion ne peut donc être appliquée, ce qui entraîne un coût de fabrication
10 onéreux.

Si on réalise une prise de pli dans le sens longitudinal, sur les cadres de l'aéronef, une modification des cadres est nécessaire. En effet, la dimension d'une cabine d'aéronef est prédéfinie ; la hauteur totale de la peau et du cadre est donc limitée. Par conséquent, une augmentation de
15 l'épaisseur de peau engendre nécessairement une modification de la dimension du cadre. En particulier, dans le cas de cadres clipés (représentés sur la figure 11), la géométrie du clip doit être modifiée en réduisant sa hauteur de manière à compenser l'augmentation d'épaisseur de peau. Une telle modification de la géométrie du clip a l'inconvénient d'être peu adaptée
20 aux structures composites pour lesquelles on préfère, d'une façon générale, intégrer les pièces de fixation.

En effet, sur une structure composite, on cherche à réduire au maximum le nombre de fixations à poser dans la structure car les perçages sont délicats, nécessitant des forêts spéciaux à revêtement diamant très
25 coûteux et entraînant un risque de délaminage en sortie de forêt et un mauvais comportement en bord de trous par manque de plastification.

Dans une structure en matériau composite, on cherche à utiliser au maximum des cadres intégrés pour lesquels les clips sont intégrés à la préforme de cadres. On évite ainsi les fixations entre clips et cadres, ce qui
30 entraîne une meilleure tenue mécanique, un gain de masse et un gain conséquent en coût d'assemblage. Ces cadres intégrés peuvent être des cadres en F tels que représentés sur la figure 5. Or, ces cadres en F sont fabriqués généralement selon la technologie RTM qui nécessite un moule coûteux. En conséquence, chaque saut d'épaisseur sur la face interne de la
35 peau, entraîne la fabrication d'un cadre de dimensions différentes et, donc, la

conception d'un moule particulier pour la réalisation de ce cadre situé au niveau du saut d'épaisseur. Il s'en suit que cette technique, bien que performante, nécessite des coûts importants en outillage.

Une autre solution pourrait consister à concevoir un moule pour un cadre de diamètre inférieur et à placer une cale entre le pied de cadre et la peau, lorsque la peau est plus mince. Cependant, cette solution entraînerait un coût de fabrication d'une pièce spécifique pour le calage du cadre, ce calage étant, pour une structure en matériau composite, un calage liquide nécessitant une polymérisation, ce qui est également onéreux. Une telle solution entraînerait, en outre, une réduction des performances mécaniques de la jonction car elle ajoute du déport de fibres neutres.

On a représenté, sur la figure 6, différents exemples de cadres correspondant aux différentes technologies expliquées précédemment. Ces cadres 20 sont montés sur une peau 2, plus ou moins épaisse en fonction des exemples. En particulier, la partie A de la figure 7 montre un cadre 20a avec un profil en C, clipé sur une la peau mince 2a au moyen d'un clip 22. La partie B montre un cadre intégré 20b, fixé sur une peau mince 2a. La partie C montre un cadre intégré 20c avec une cale 23 entre la peau mince 2a et ledit cadre ; la différence de hauteur entre ce cadre 20c et le cadre 20b est compensé par la cale 23. La partie D montre le cadre intégré 20c fixé sur une peau épaisse 2b. Ces quatre types de cadres correspondent aux différents modes de réalisation décrits précédemment.

On comprend, de ce qui précède, qu'aucune des techniques actuelles ne permet d'optimiser l'épaisseur d'une peau en matériau composite dans le sens longitudinal pour reprendre la flexion du fuselage, sans augmenter de façon significative le coût de fabrication du fuselage (soit par une augmentation du coût des lisses et des cadres, soit par une augmentation du coût de la peau).

30 *Exposé de l'invention*

L'invention a justement pour but de remédier aux inconvénients des techniques exposées précédemment. A cette fin, l'invention propose un tronçon de fuselage en matériau composite dans lequel le profil intérieur du tronçon est constant, les variations d'épaisseur ayant lieu sur le profil extérieur dudit tronçon. Un tel tronçon de fuselage permet d'optimiser

l'épaisseur de la peau tout en limitant les coûts de fabrication liés aux cadres et aux lisses. L'invention s'appuie sur le fait qu'un panneau composite peut avoir une évolution d'épaisseur progressive et linéaire sur le profil extérieur du tronçon, amenant ledit tronçon à une forme extérieure légèrement conique. Un tel tronçon de fuselage offre un profil intérieur régulier et constant, ne nécessitant aucun rattrapage d'épaisseur sur les cadres et/ou les lisses de la structure interne.

De façon plus précise, l'invention concerne un tronçon de fuselage d'aéronef en matériau composite comportant :

- 10 - une ossature interne comprenant des cadres formant une structure radiale du fuselage et des lisses formant une structure longitudinale dudit fuselage, et
- une peau en matériau composite, entourant l'ossature interne, cette peau ayant une épaisseur variable,
- 15 caractérisé en ce que la peau du fuselage a une épaisseur évolutive suivant un axe longitudinal X, avec un profil intérieur sensiblement constant et régulier.

Le tronçon de fuselage selon l'invention peut comporter une ou plusieurs des caractéristiques suivantes :

- 20 - l'évolution de l'épaisseur est linéaire et constante.
- un surplus d'épaisseur est formé sur le profil extérieur dudit tronçon.
- la variation d'épaisseur de la peau est obtenue par superposition et entrelacement de nappes de fibres, le nombre de nappes variant en fonction de l'épaisseur désirée.
- 25 - les cadres sont des cadres en F avec des clips de fixation intégrés.
- les lisses ont une hauteur constante.
- les cadres ont une hauteur constante.

L'invention concerne également un procédé de fabrication d'une peau de tronçon de fuselage d'aéronef en matériau composite, comportant une opération de drapage de nappes de fibres préenduites de résine autour d'un moule,

caractérisé en ce que le nombre de nappes de fibres varie longitudinalement en fonction de la zone considérée du fuselage de façon à réaliser une peau d'épaisseur évolutive.

Selon ce procédé, les nappes de fibres peuvent être superposées et entrelacées.

L'invention concerne également un aéronef comportant au moins un tronçon de fuselage d'aéronef tel que celui décrit précédemment.

5

Brève description des dessins.

La figure 1, déjà décrite, représente un aéronef avec le profil de son moment de flexion.

La figure 2, déjà décrite, représente l'aéronef de la figure 1 avec les efforts correspondants à son moment de flexion.

La figure 3, déjà décrite, représente un exemple d'évolution d'épaisseur de la peau d'un aéronef.

La figure 4, déjà décrite, représente un exemple d'une zone de prise de plis.

La figure 5, déjà décrite, représente une vue de profil d'un cadre en F.

La figure 6, déjà décrite, représente différents types de cadres avec différentes épaisseurs de peau.

Les figures 7, 8 et 9 représentent un panneau de fuselage et son profil, respectivement, dans le cas de l'art antérieur et dans le cas de l'invention.

La figure 10 représente une courbe correspondant à une évolution d'épaisseur de barque d'un aéronef.

La figure 11, déjà décrite, représente un exemple de panneau de fuselage avec lisses et cadres.

25

Description détaillée de modes de réalisation de l'invention

L'invention propose un tronçon de fuselage d'aéronef en matériau composite dans lequel la peau du fuselage a une épaisseur évolutive linéaire sur sa face externe. L'invention s'applique essentiellement à la variation d'épaisseur de peau dans le sens longitudinal, c'est-à-dire suivant l'axe central de l'aéronef, car, comme expliqué précédemment, c'est dans le sens longitudinal que la prise de plis est la plus difficile à réaliser et la plus gênante, avec le plus de conséquences sur les cadres et les lisses. Dans l'invention, l'épaisseur de la peau évolue lentement, linéairement, sans paliers, de façon à ne pas nécessiter de zone de prise de pli.

35

Il est à noter, toutefois, que certains plis, ou sauts d'épaisseur, sont nécessaires quelque soit l'aéronef. En effet, certaines zones particulières du fuselage nécessitent des sauts d'épaisseurs, comme les zones de jonction longitudinales et circonférentielles et les zones d'ouvertures (hublots, portes, trous de visite...). Ces sauts d'épaisseur créent une variation d'épaisseur sur le profil intérieur de la peau, nécessitant l'utilisation de pièces spécifiques. Ces sauts d'épaisseur sont présents sur tous les aéronefs, quelle que soit la technologie de fabrication dudit aéronef. L'invention permet, par contre, d'éviter la prise de plis pour réaliser l'évolution de l'épaisseur de peau nécessaire pour la reprise des efforts de flexion du fuselage.

Pour cela, l'invention propose de remplacer les zones de prise de plis par une variation continue de l'épaisseur de la peau. Sur les figures 7, 8 et 9, on a représenté des exemples d'évolution du profil d'épaisseur de peau.

La figure 7 montre, selon une vue en coupe schématique, un panneau de fuselage 3 en matériau composite. Sur la partie gauche 30 de ce panneau, correspondant à l'avant de l'aéronef, l'épaisseur de la peau est de 1,4 mm ; sur la partie latérale droite 32 de ce panneau, correspondant à la partie côté voilure de l'aéronef, l'épaisseur de la peau est de 2,1 mm ; sur le pourtour 33 de ce panneau, l'épaisseur est de 3,5 mm. La réalisation d'un tel panneau 3 de fuselage en matériau composite nécessite deux moules de cadres et deux moules de lisses : un moule de cadre pour la zone 30, un moule de cadre pour la zone 32, un moule de lisse pour la zone 30 et un moule de lisse pour la zone 32. La zone 31 de ce panneau correspond à une zone de prise de plis, pour un aéronef en matériau composite classique. Cette zone 31 de prise de plis est réalisée selon la technique expliquée en relation avec la figure 4.

Sur la figure 8, on a représenté le profil de la peau correspondant au panneau de la figure 7. On voit, sur ce profil, que le saut d'épaisseur se produit sur une distance d , courte par rapport à la dimension du panneau. Ce profil montre également que le saut d'épaisseur a lieu sur la face intérieure de la peau.

Dans l'invention, on propose de réaliser le saut d'épaisseur non pas sur une distance d , comme montré sur la figure 8, mais sur une distance D , très nettement supérieure à d , de façon à permettre une évolution linéaire et constante de l'épaisseur. Le profil de cette évolution d'épaisseur de la peau,

selon l'invention, est représentée sur la figure 9. Sur cette figure 9, on voit que la variation d'épaisseur est réalisée sur la face extérieure de la peau, suivant une évolution relativement lente (sur toute la distance D) mais linéaire et constante. On voit également que la face intérieure de la peau est plane et régulière.

La variation d'épaisseur selon l'invention, linéaire et sensiblement constante, réalisée sur une distance D largement supérieure à d, sans aucune dénivellation, est appelée variation évolutive. En comparant les figures 8 et 9, on comprend que, dans l'invention, l'évolution de l'épaisseur se fait de façon évolutive sur la face extérieure de la peau et non de façon graduelle, par paliers, sur la face intérieure, comme c'est le cas dans l'art antérieur.

Cette variation évolutive permet, d'une part, de suivre les évolutions du moment de flexion de fuselage et, d'autre part, d'assurer un profil intérieur constant et régulier suivant l'axe X de l'aéronef.

Pour obtenir le profil de la figure 9, un surplus d'épaisseur est réalisé sur le profil aéronautique extérieur du tronçon de fuselage. Ce surplus d'épaisseur est obtenu en drapant des nappes de fibres supplémentaires sur le tronçon de fuselage, lors de la fabrication dudit tronçon. Le drapage des nappes est effectué de façon à ce que les nappes soient superposées et entrelacées.

Une variation d'épaisseur évolutive peut consister en une augmentation de l'épaisseur de peau ou une diminution de ladite épaisseur de peau. Une augmentation d'épaisseur est obtenue par la réalisation progressive de plis supplémentaires, en intercalant une ou plusieurs couches de nappes de fibres entre la nappe inférieure et la nappe supérieure. Cette ajout de plis est réalisé suivant la technique d'entrelacement des nappes de fibres décrite en relation avec la figure 4. On peut ainsi augmenter régulièrement le nombre de nappes de fibres de sorte qu'il n'y ait aucune dénivellation sur la surface du tronçon après polymérisation de la résine. Une diminution d'épaisseur est obtenue par suppression progressive de plis entre la nappe inférieure et la nappe supérieure, suivant une technique inversée par rapport à celle qui vient d'être décrite pour l'augmentation d'épaisseur.

Du fait de son profil intérieur constant, variation de hauteur, un tronçon de fuselage réalisé conformément à l'invention permet l'utilisation de lisses

ayant une hauteur constante. Ces lisses sont donc de fabrication peu onéreuse puisque réalisées par pultrusion. Un tel tronçon de fuselage permet également l'utilisation de cadres peu onéreux car réalisés à partir d'un seul moule.

- 5 Ce tronçon offre une hauteur de cabine strictement identique, quelle que soit la zone du tronçon considérée et quelle que soit l'épaisseur de la peau du tronçon.

- Par contre, les tronçons de fuselage réalisés conformément à l'invention ont un profil extérieur sensiblement conique. En effet, la prise
10 d'épaisseur étant réalisée sur l'extérieur de la peau, la forme extérieure du tronçon se trouve sensiblement modifiée. Comme l'augmentation d'épaisseur est linéaire et constante, on obtient un tronçon de fuselage avec une forme extérieure sensiblement conique. Cependant, cette modification du profil extérieur a un impact aérodynamique faible, pouvant être considéré comme
15 un compromis à optimiser entre la simplicité de fabrication et la performance aérodynamique. Par exemple, sur un tronçon T13/14, d'une longueur de 10 à 20 intercadres (soit 5 à 10 mètres), les évolutions d'épaisseur sont de l'ordre de $2/10^{\text{èmes}}$, c'est-à-dire une pente inférieure à 0,4% (pente de 0,004). Cette pente étant très faible, on comprend que l'impact aérodynamique de cette
20 pente est également très faible.

 A l'arrière du tronçon T15, l'effet est encore plus faible puisque la peau s'amincit : l'arrière de l'aéronef est caché par l'avant ; il n'est donc plus dans le flux d'air.

- Sur le tronçon central T15, les épaisseurs sont plus importantes et la
25 variation d'épaisseur est la plus forte. L'impact traînée est faible.

- On a représenté, sur la figure 10, un exemple d'évolution d'épaisseur entre la pointe avant et l'arrière d'un aéronef en fonction du tronçon. Les tronçons T11 et T12 correspondent au nez de l'aéronef ; ils ne sont donc pas concernés par l'invention. Les tronçons T13 et T14 correspondent à une
30 zone de peau mince. Ils correspondent également à une zone de variation de l'épaisseur à très faible pente. Le tronçon T15 qui est le centre du fuselage a une peau très épaisse et donc une variation d'épaisseur à forte pente. Les tronçon arrière T16 à T18 ont une peau épaisse avec une faible pente.

Dans tous les cas, les règles définies pour l'aérodynamique d'un aéronef particulier sont respectées avec un fuselage comportant des tronçons conformes à l'invention.

5 La technique de l'invention a l'avantage d'offrir un coût d'assemblage des cadres intéressant car elle permet l'utilisation des cadres en F avec clips de fixation intégrés, ce qui allège la masse générale de l'aéronef, simplifie la phase d'assemblage et évite l'utilisation d'éléments rapportés (avec les problèmes de fixation qu'ils entraînent).

10 Cette technologie permet en outre un coût de fabrication des peaux intéressant car le nombre des zones de prise de plis, avec leurs règles de conception difficiles à respecter, est réduit.

Elle offre, en outre, une flexibilité du design. En effet, le design final de la peau (épaisseur, par exemple) dans le cas d'une conception classique n'est possible qu'après un certain nombre de boucles de calcul avec des charges qui évoluent entre ces boucles. Ainsi, dans le cas d'une configuration classique, il faut attendre le design final avant de commander la fabrication de l'outillage. Dans la technologie de l'invention, les dernières modifications d'épaisseur peuvent être intégrées sur les plis externes. En outre, les outillages peuvent être achetés à l'avance et les cycles de développement sont raccourcis.

15

20

REVENDICATIONS

- 1 – Tronçon de fuselage d'aéronef en matériau composite comportant :
- 5 - une ossature interne comprenant des cadres (15) formant une structure radiale du fuselage et des lisses (14) formant une structure longitudinale dudit fuselage, et
- une peau (13) en matériau composite, entourant l'ossature interne, cette peau ayant une épaisseur variable,
- 10 caractérisé en ce que la peau du fuselage a une épaisseur évolutive suivant un axe longitudinal X, avec un profil intérieur sensiblement constant et régulier.
- 2 – Tronçon de fuselage d'aéronef selon la revendication 1,
- 15 caractérisé en ce que l'évolution de l'épaisseur est linéaire et constante.
- 3 – Tronçon de fuselage d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, caractérisé en ce qu'un surplus d'épaisseur est formé sur le profil extérieur dudit tronçon.
- 20 4 - Tronçon de fuselage d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que la variation d'épaisseur de la peau est obtenue par superposition et entrelacement de nappes de fibres, le nombre de nappes variant en fonction de l'épaisseur désirée.
- 25 5 - Tronçon de fuselage d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que les cadres sont des cadres en F (20b) avec des clips de fixation intégrés.
- 30 6 - Tronçon de fuselage d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que les lisses ont une hauteur constante.

7 - Tronçon de fuselage d'aéronef selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que les cadres ont une hauteur constante.

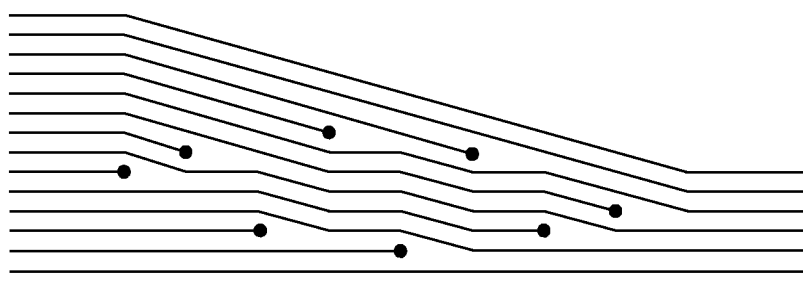
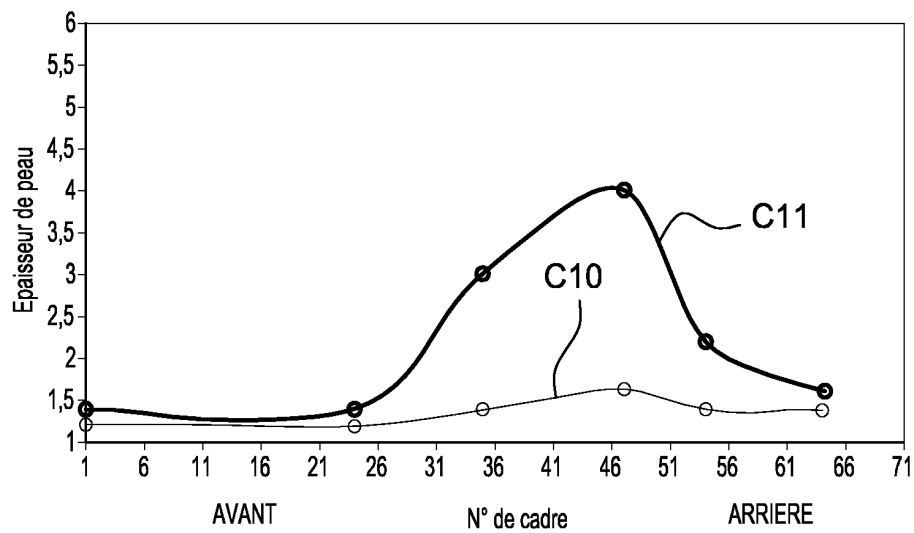
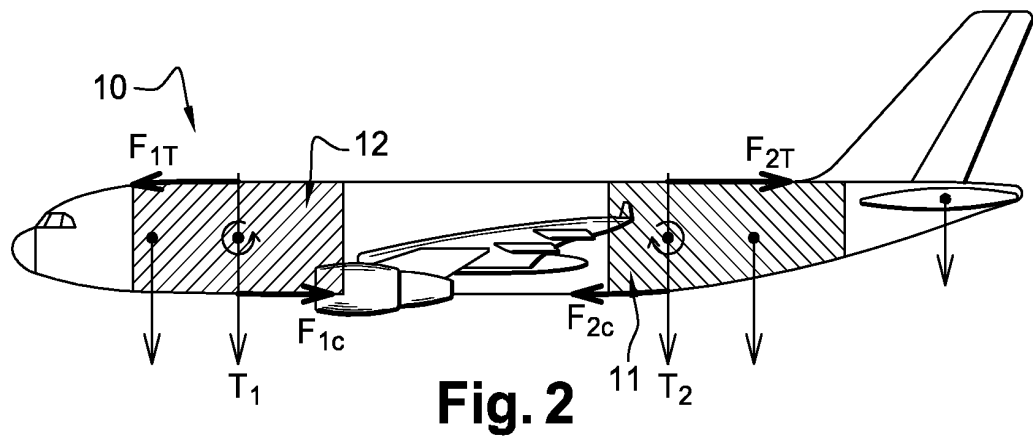
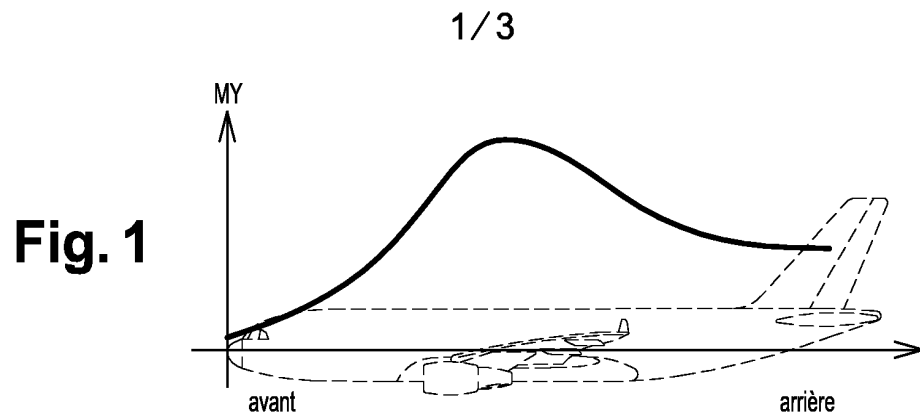
- 5 8 – Procédé de fabrication d'une peau de tronçon de fuselage d'aéronef en matériau composite, comportant une opération de drapage de nappes de fibres préenduites de résine autour d'un moule,
- caractérisé en ce que le nombre de nappes de fibres varie longitudinalement en fonction de la zone considérée du fuselage de façon à
- 10 réaliser une peau d'épaisseur évolutive.

9 - Procédé de fabrication d'une peau de tronçon de fuselage selon la revendication 8, caractérisé en ce que les nappes de fibres sont superposées et entrelacées.

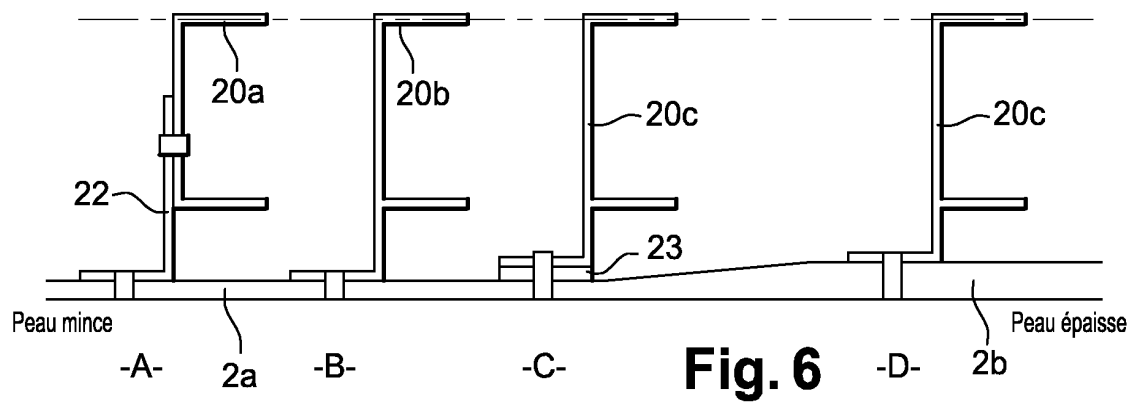
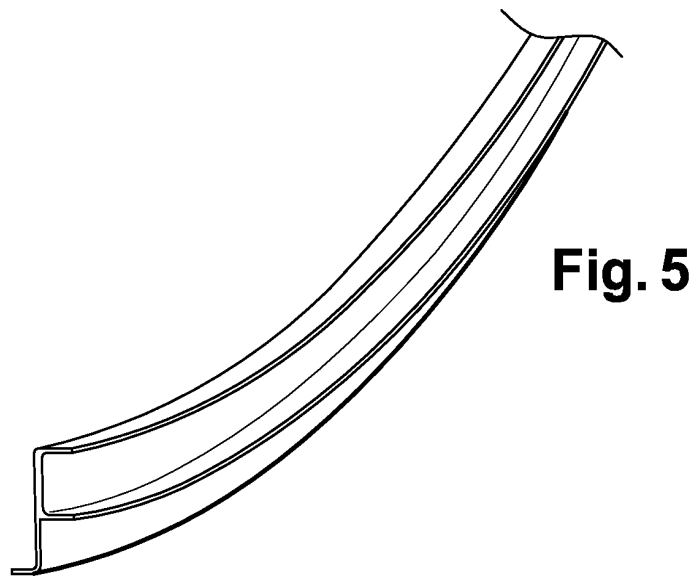
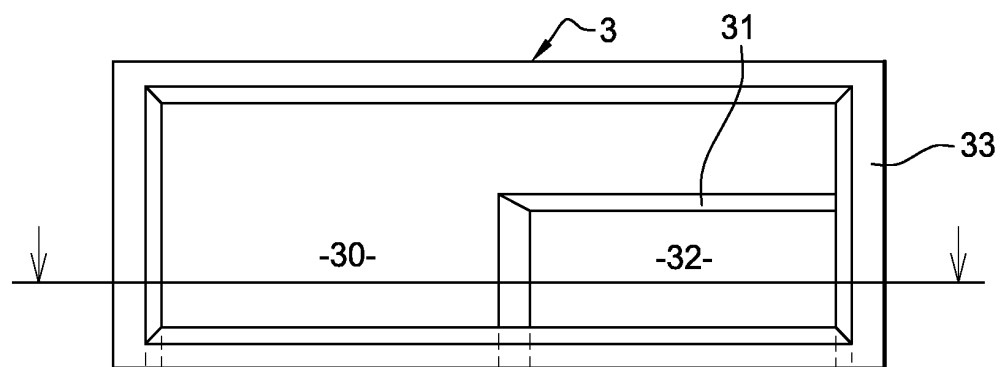
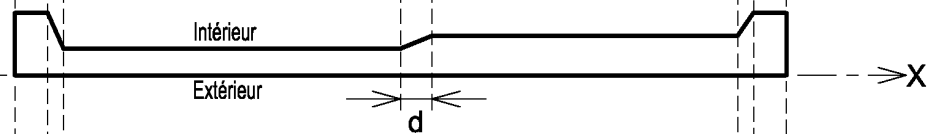
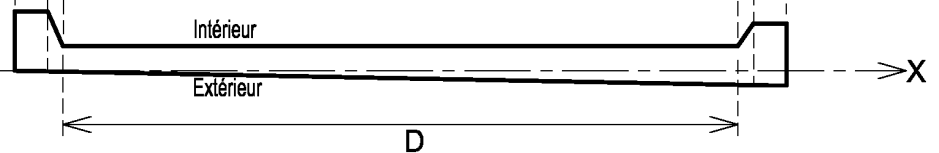
15

10 – Aéronef caractérisé en ce qu'il comporte au moins un tronçon de fuselage en matériau composite selon l'une quelconque des revendications 1 à 7.

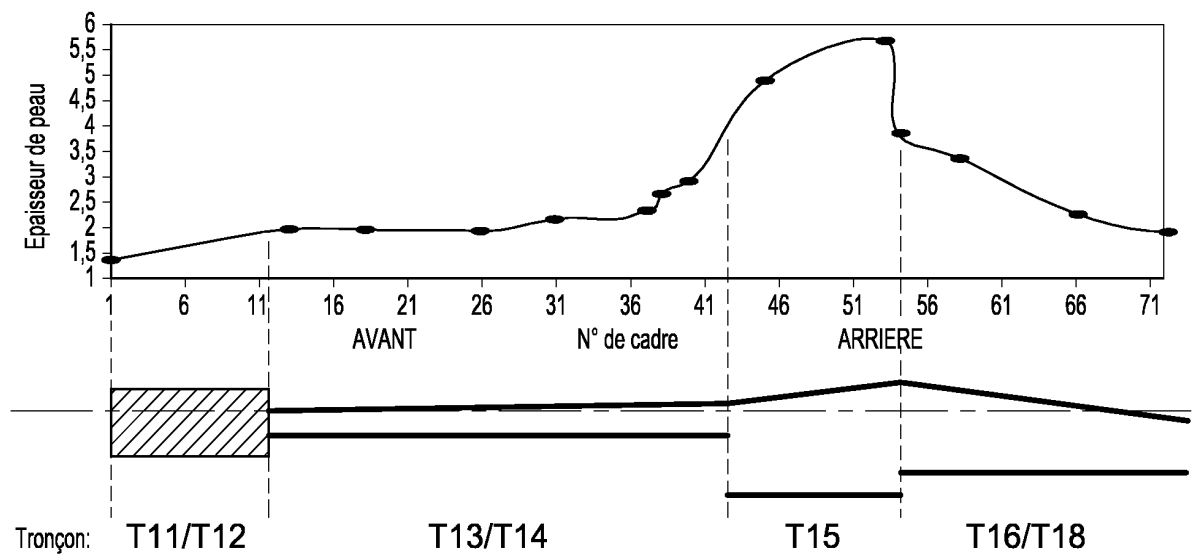
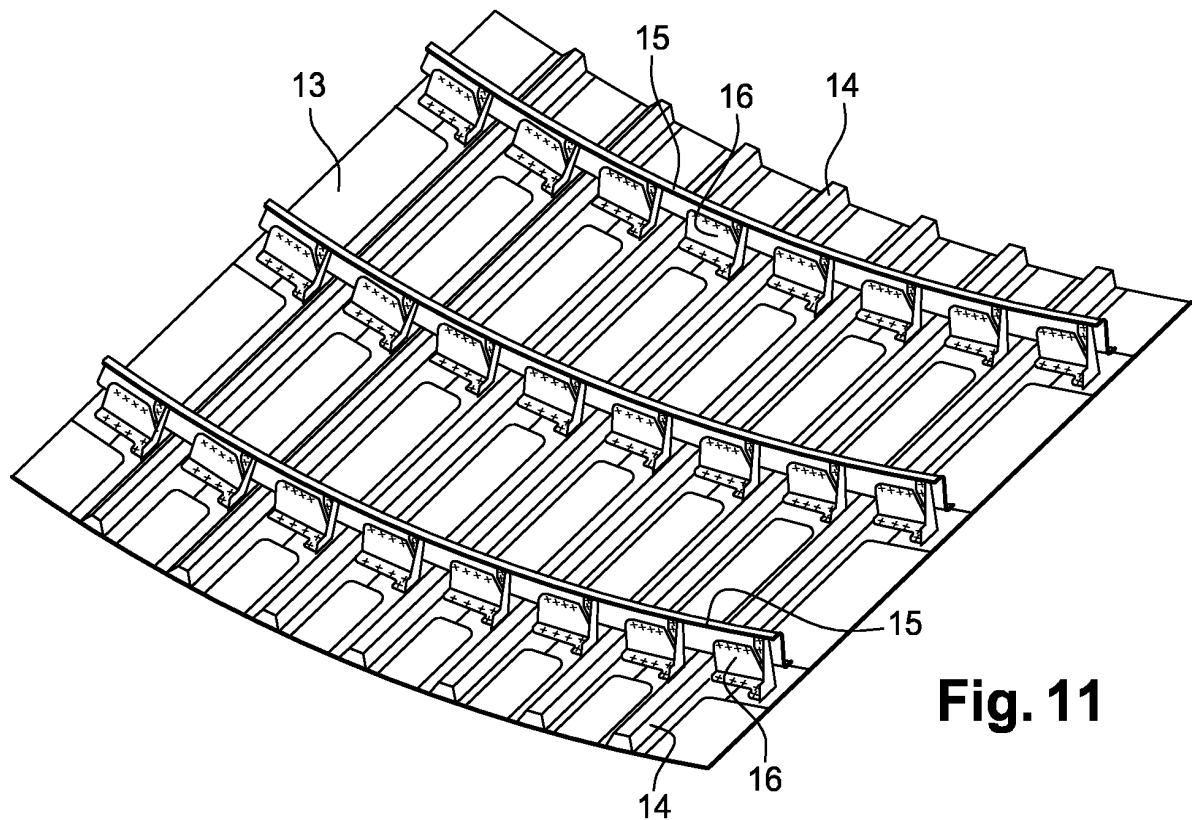
20



2 / 3

**Fig. 7****Fig. 8****Fig. 9**

3 / 3

**Fig. 10****Fig. 11**



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 713285
FR 0856608

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2007/108347 A1 (SANKRITHI MITHRA M [US] ET AL) 17 mai 2007 (2007-05-17) * alinéas [0009], [0010], [0012], [0029], [0032]; revendication 19; figures *	1,2,4-7, 10	B64C1/12 B29C70/30
X	US 2002/056788 A1 (ANDERSON ALAN H [US] ET AL) 16 mai 2002 (2002-05-16) * figures *	8,9	
A	US 6 286 785 B1 (KITCHEN NICHOLAS DONALD [US]) 11 septembre 2001 (2001-09-11) * abrégé; figures *	1-10	
A	US 6 114 050 A (WESTRE WILLARD N [US] ET AL) 5 septembre 2000 (2000-09-05)		
A	US 2007/095982 A1 (KISMARTON MAX U [US] ET AL) 3 mai 2007 (2007-05-03)		
A	US 4 463 044 A (MCKINNEY MAURICE E [US]) 31 juillet 1984 (1984-07-31)		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64C B64F
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
20 mai 2009		Salentiny, Gérard	
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 0856608 FA 713285**

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 **20-05-2009**
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2007108347 A1	17-05-2007	CA 2628585 A1	25-10-2007
		CN 101360647 A	04-02-2009
		EP 1957359 A1	20-08-2008
		WO 2007120201 A1	25-10-2007
US 2002056788 A1	16-05-2002	US 2004118977 A1	24-06-2004
		US 2004188025 A1	30-09-2004
US 6286785 B1	11-09-2001	AUCUN	
US 6114050 A	05-09-2000	DE 69734616 D1	22-12-2005
		DE 69734616 T2	22-06-2006
		EP 0783960 A2	16-07-1997
		JP 4080016 B2	23-04-2008
		JP 9193296 A	29-07-1997
		JP 2007191148 A	02-08-2007
		US 5866272 A	02-02-1999
US 2007095982 A1	03-05-2007	CA 2628261 A1	10-05-2007
		EP 1968850 A2	17-09-2008
		WO 2007053362 A2	10-05-2007
US 4463044 A	31-07-1984	AUCUN	