

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

①1 N° de publication :  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

**3 009 352**

②1 N° d'enregistrement national : **13 57674**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : F 16 B 5/06 (2013.01), B 64 C 1/00, B 25 B 27/14

⑫

## DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑫② Date de dépôt : 01.08.13.

⑫③ Priorité :

⑫④ Date de mise à la disposition du public de la demande : 06.02.15 Bulletin 15/06.

⑫⑤ Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑫⑥ Références à d'autres documents nationaux apparentés :

Demande(s) d'extension :

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

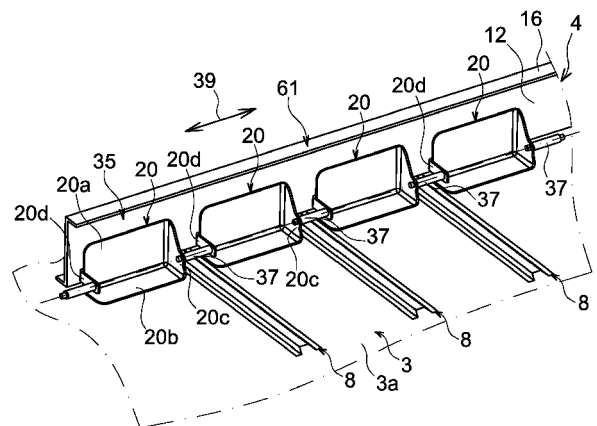
⑦② Inventeur(s) : MARIN YANNICK et LUCHE EMILIE.

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

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

⑤④ **OUTILLAGE POUR LE MAINTIEN SIMULTANE DE PLUSIEURS CLIPS DE FIXATION CONTRE UN ELEMENT DE CADRE DE FUSELAGE D'AERONEF.**

⑤⑦ Pour réduire le temps et le coût de fabrication d'un fuselage d'aéronef, l'invention prévoit un système (35) comprenant une pluralité de clips de fixation (20) destinés à assurer la fixation d'un élément (4) de cadre de fuselage d'aéronef sur une peau (3) du fuselage et/ou sur des raidisseurs (8) équipant la peau de ce fuselage, le système comprenant également des éléments d'outillage (37) agencés en alternance avec les clips (20) qu'ils raccordent les uns aux autres.



FR 3 009 352 - A1



## OUTILLAGE POUR LE MAINTIEN SIMULTANE DE PLUSIEURS CLIPS DE FIXATION CONTRE UN ELEMENT DE CADRE DE FUSELAGE D'AERONEF

### DESCRIPTION

#### 5    **DOMAINE TECHNIQUE**

La présente invention se rapporte au domaine des fuselages d'aéronef, et en particulier à celui de la mise en place de clips de fixation destinés à assurer la fixation d'un élément de cadre de fuselage d'aéronef sur une peau du fuselage, et/ou sur des raidisseurs équipant la peau de ce fuselage.

10                   L'invention s'applique plus particulièrement, mais non exclusivement, au domaine des avions commerciaux.

#### **ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE**

Les fuselages d'aéronefs sont conçus pour résister aux charges induites par la pressurisation et aux charges transmises par les moteurs.

15                   A cet effet, les fuselages comprennent habituellement des cadres s'étendant circonférentiellement, également dénommés « cadres orbitaux », ainsi qu'une peau aérodynamique, parfois dénommée « peau auto-raïdie », fixée sur ces cadres circonférentiels et munie de raidisseurs s'étendant habituellement longitudinalement, qui sont fixés sur une face intérieure de la peau et qui sont généralement dénommés  
20 « lisses ».

Les lisses peuvent présenter des sections de types variés, par exemple en T, en I, en J ou en  $\Omega$ . Dans certaines configurations connues, les cadres circonférentiels présentent une semelle directement fixée sur la face intérieure de la peau auto-raïdie, auquel cas les cadres comportent des encoches pour le passage des lisses. Dans d'autres  
25 configurations connues, les lisses sont interposées entre les cadres circonférentiels et la peau auto-raïdie, les cadres passant alors au-dessus des lisses.

Dans les deux cas, et en particulier dans le dernier cas, des cornières couramment dénommées « *clips* » sont agencées entre les lisses, et assurent la liaison des cadres circonférentiels à la peau et/ou aux raidisseurs longitudinaux.

Néanmoins, les clips sont mis en place sur le cadre et fixés les uns après les autres. Ce traitement individuel de chaque clip rend le processus d'assemblage coûteux, d'autant que le nombre de clips associés à chaque cadre de fuselage est très important. De plus, cette phase de fabrication du fuselage nécessite généralement la présence de nombreux opérateurs à l'intérieur du tronçon de fuselage concerné, en raison du nombre important de clips de fixation. Par conséquent, il peut s'avérer difficile d'accomplir simultanément d'autres tâches d'assemblage depuis l'intérieur du tronçon lorsque les opérateurs posent et fixent ces clips, ce qui constitue un autre facteur de pénalisation des temps et coûts de fabrication.

Il existe donc un besoin d'optimisation de cette phase de mise en place et de fixation des clips, afin de limiter son impact sur le coût global de fabrication du fuselage.

## **EXPOSÉ DE L'INVENTION**

L'invention a donc pour but de remédier au moins partiellement aux inconvénients mentionnés ci-dessus, relatifs aux réalisations de l'art antérieur.

Pour ce faire, l'invention a tout d'abord pour objet un système comprenant une pluralité de clips de fixation destinés à assurer la fixation d'un élément de cadre de fuselage d'aéronef sur une peau du fuselage et/ou sur des raidisseurs équipant la peau de ce fuselage, le système comprenant également des éléments de jonction, de préférence des éléments d'outillage, agencés en alternance avec les clips qu'ils raccordent les uns aux autres.

L'invention rompt avec la technique actuelle basée sur un traitement individualisé de chaque clip, puisqu'elle présente un système comprenant plusieurs clips pré-assemblés par les éléments de jonction, qui sont préférentiellement des éléments d'outillage destinés à être retirés et réutilisés après fixation des clips sur le cadre. Le système selon l'invention facilite donc l'opération de mise en place des clips sur l'élément

de cadre. Il en découle une rationalisation des opérations, qui a pour avantage une réduction du temps d'assemblage et donc diminution des coûts. D'ailleurs, une fois mis en place sur l'élément de cadre, ces clips peuvent être fixés plus simplement et plus rapidement, ce qui réduit le nombre d'opérateurs devant intervenir au sein du fuselage.

- 5 D'autres opérations d'assemblage peuvent ainsi être conduites simultanément dans le tronçon de fuselage concerné, avec pour conséquence une réduction du temps et du coût global de fabrication du fuselage. Cet avantage est encore plus prononcé lorsqu'une telle opération de fixation des clips est automatisée, par exemple à l'aide de robots.

10 Comme cela est évoqué ci-dessus, les éléments de jonction sont préférentiellement des éléments d'outillage destinés à être retirés et réutilisés après fixation des clips sur le cadre. Alternativement, ces éléments de jonction peuvent être conservés après fixation des clips sur le cadre, et donc faire partie intégrante du fuselage sans jamais être retirés. Par la suite, il sera privilégié le premier cas dans lequel les éléments de jonction sont des éléments d'outillage destinés à être retirés et réutilisés.

15 L'invention présente de manière préférentielle l'une ou plusieurs des caractéristiques optionnelles décrites ci-dessous.

Au moins plusieurs desdits clips de fixation comprennent chacun deux organes de raccordement, chacun monté sur l'un desdits éléments d'outillage.

20 Au moins l'un des deux organes de raccordement prend la forme d'une languette.

Au moins l'un des deux organes de raccordement est démontable. De préférence, ledit organe de raccordement démontable présente une zone fragilisée mécaniquement, permettant, par cassure, sa désolidarisation du clip de fixation. Le caractère démontable peut être obtenu autrement que par cassure, sans sortir du cadre de l'invention.

25 Au moins l'un des deux organes de raccordement est conçu pour former, après retrait de son élément d'outillage associé, un organe d'accrochage d'un équipement destiné à être monté sur le fuselage.

Lesdits éléments d'outillage prennent la forme de tiges, de préférence orientées sensiblement parallèlement à une direction longitudinale du système selon laquelle ces éléments d'outillage et les clips de fixation se succèdent.

5 Pour au moins plusieurs desdites tiges, les deux extrémités opposées de chaque tige sont respectivement raccordées à une extrémité d'un premier clip de fixation et à une extrémité d'un second clip de fixation, les premier et second clips étant agencés de part et d'autre de ladite tige.

Chaque clip de fixation présente au moins une partie en forme de coin de malle.

10 Au moins plusieurs des éléments d'outillage et des clips sont raccordés entre eux par des liaisons souples. Cela permet de former un système flexible de forme générale longiligne, au sein duquel les pièces agencées en alternance peuvent se comporter comme des wagons. Avantageusement, cette particularité confère au système une capacité de déformation lui permettant de suivre au mieux la géométrie de l'élément  
15 de cadre de fuselage.

Alternativement, au lieu de prévoir des liaisons souples, les liaisons pourraient être rigides. Dans un tel cas, pour obtenir une courbure sensiblement identique à celle de l'élément de cadre, les éléments d'outillage peuvent être inclinés les uns par rapport aux autres, ou bien présenter eux-mêmes une forme courbe. Il peut par  
20 exemple s'agir de tiges en forme d'arc de cercle.

De préférence, le système comporte entre cinq et quinze clips de fixation.

L'invention a également pour objet un ensemble comprenant un élément de cadre de fuselage ainsi qu'un système tel que décrit ci-dessus, présentant ses  
25 clips de fixation en appui contre ledit élément de cadre.

L'invention a aussi pour objet un procédé d'assemblage de clips de fixation sur un élément de cadre de fuselage d'aéronef, comprenant une étape de fixation, sur l'élément de cadre, des clips du système décrit ci-dessus, et une étape de retrait des éléments d'outillage dudit système.

Ces deux étapes peuvent être successives ou bien être réalisées simultanément, puisque chaque élément d'outillage peut être retiré dès que les deux clips qu'il raccorde ont été fixés sur l'élément de cadre. Les éléments d'outillage sont ensuite prévus pour être réutilisés pour la formation d'un autre système selon l'invention, avec de nouveaux clips de fixation.

De préférence, le procédé d'assemblage est mis en œuvre lorsque l'élément de cadre de fuselage est déjà en place relativement à la peau de fuselage, ou bien il est mis en œuvre avec l'élément de cadre de fuselage agencé à l'écart de la peau, de préférence en dehors d'un tronçon de fuselage auquel l'élément de cadre doit être intégré. Dans ce dernier cas, l'élément de cadre portant fixement les clips est ensuite transporté vers l'intérieur du tronçon de fuselage, pour sa fixation sur la peau et/ou sur les raidisseurs.

L'invention a également pour objet un procédé de fixation d'un élément de cadre de fuselage sur une peau du fuselage et/ou sur des raidisseurs équipant la peau, comprenant une étape de mise en œuvre du procédé d'assemblage décrit ci-dessus, ainsi qu'une étape de fixation des clips à la peau et/ou aux raidisseurs.

Ici aussi, lorsque le procédé d'assemblage est réalisé in situ dans le tronçon de fuselage, les deux étapes du procédé de fixation peuvent être réalisées successivement ou simultanément. En outre, comme évoqué précédemment, lorsque le procédé d'assemblage est réalisé en dehors du tronçon, les éléments d'outillage sont préférentiellement retirés avant le déplacement de l'élément de cadre dans le tronçon, et donc avant la fixation des clips à la peau et/ou aux raidisseurs. Néanmoins, le retrait de ces éléments d'outillage pourrait être réalisé pendant cette étape de fixation des clips à la peau et/ou aux raidisseurs, ou bien après celle-ci.

D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront dans la description détaillée non limitative ci-dessous.

## **BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS**

Cette description sera faite au regard des dessins annexés parmi lesquels ;

- la figure 1 représente une vue de côté d'un aéronef comprenant un fuselage destiné à être obtenu à l'aide de systèmes propres à l'invention ;

- la figure 2 montre une vue agrandie d'une partie du fuselage montré sur la figure précédente, vue depuis l'intérieur de l'aéronef ;

5 - la figure 3 représente une vue en perspective d'un système selon un mode de réalisation préféré de l'invention;

- la figure 4 représente une vue en perspective des éléments constitutifs du système montré sur la figure précédente;

10 - la figure 5 représente un ensemble selon un mode de réalisation préféré de l'invention, avec les clips de fixation en appui contre l'élément de cadre de fuselage ; et

- la figure 6 représente une partie du fuselage, après le retrait des éléments d'outillage.

#### **EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PRÉFÉRÉS**

15 En référence tout d'abord à la figure 1, il est représenté un avion commercial 1 équipé d'un fuselage 2, dont une partie est montrée de façon plus détaillée sur la figure 2, cette partie de fuselage 2 étant vue depuis l'intérieur de l'avion.

Classiquement, le fuselage 2 comprend une peau 3 dont la face intérieure 3a porte fixement des cadres de fuselage 4, dont seul l'un d'entre eux a été  
20 représenté sur la figure 2. Ce cadre 4 s'étend sur toute ou partie de la périphérie du fuselage, dans un plan transversal de l'aéronef, c'est-à-dire un plan orthogonal à la direction 6 correspondant à la direction longitudinale et axiale de l'avion. Chaque cadre peut être réalisé d'une seule pièce, ou formé à l'aide de plusieurs éléments/tronçons de cadre ne formant chacun qu'un unique secteur angulaire du cadre, ces éléments étant  
25 alors assemblés bout-à-bout. Typiquement, un élément de cadre s'étend sur un secteur angulaire de l'ordre de 30 à 120°. D'autres étendues angulaires restent néanmoins possibles, sans sortir du cadre de l'invention. Par commodité, dans la suite de la description, l'élément de cadre visible sur la figure 2 et sur les figures suivantes sera dénommé « cadre 4 ». Il est cependant noté que les autres éléments de cadre constituant

le cadre présentent une conception identique ou similaire à celle qui sera présentée ci-dessous, et qui est propre à la présente invention.

Par ailleurs, le fuselage 2 comprend une pluralité de lisses longitudinales 8 qui sont des raidisseurs, prenant la forme de renforts passant entre les cadres 4 et la peau 3. Toutes les lisses 8 s'étendant selon la direction longitudinale 6 sont fixées à la face intérieure 3a de la peau, par des moyens conventionnels, tels que des rivets. Les lisses 8 présentent ici une section transversale en forme globale de  $\Omega$ , mais pourraient avoir une autre forme, par exemple en I, L, J, etc.

Chaque cadre 4 comprend une âme 12 qui est la partie verticale centrale montrée sur la figure 2, à l'extrémité de laquelle se trouve le talon 14, et à l'autre extrémité de laquelle se situe la semelle 16. De manière conventionnelle, l'âme reliant le talon et la semelle s'apparente à la partie centrale du raidisseur, tandis que la semelle est destinée à être fixée sur la partie supérieure des lisses 8. Cette fixation de la semelle 16, également appelée embase, s'effectue par des moyens classiques comme des rivets ou des boulons. Le talon 14 constitue quant à lui l'extrémité libre du raidisseur, opposée à l'extrémité formée par la semelle.

Dans le mode de réalisation représenté, la section du cadre 4 présente une forme générale de "S" ou "Z" avec l'âme 12 sensiblement perpendiculaire au talon 14 et à la semelle 16, formant respectivement les extrémités opposées du cadre. Néanmoins, des angles différents de  $90^\circ$  peuvent être retenus pour certains cadres 4, en particulier pour ceux situés en pointe avant et en pointe arrière de l'aéronef. D'autres formes générales de section sont cependant possibles, par exemple en I,  $\Omega$ , etc. Des sections creuses sont aussi envisageables, sans sortir du cadre de l'invention.

Le fuselage 2 comprend également des clips de fixation 20, destinés à assurer la fixation des cadres de fuselage 4 sur la peau 3 et/ou sur les lisses 8 équipant la peau. Aussi, chaque cadre 4 est fixé à l'aide d'une pluralité de clips 20 qui sont répartis le long de ce cadre, de préférence en étant agencés entre les lisses 8. Dans l'exemple représenté sur la figure 2, chaque clip de fixation 20 comporte une portion verticale transversale 20a destinée à contacter et à être fixée à l'âme 12 du cadre, ainsi qu'une portion 20b sensiblement orthogonale, orientée axialement, destinée à contacter et à

être fixée à la peau 3. Comme cela a été représenté à titre d'exemple sur la figure 2, la portion 20b peut ne pas être directement en appui sur la peau, mais être au contact d'une portion de raccord de lisses 8a elle-même plaquée sur la peau 3. Aussi, lorsque la portion 20b est fixée sur la peau, de préférence par rivets ou similaires, elle est également solidarisée aux lisses 8 par les rivets qui traversent la portion de raccord 8a précitée.

Dans ce mode de réalisation, chaque clip 20 présente donc une section en forme générale de L. Néanmoins, d'autres formes sont envisageables, comme un clip dont au moins une partie est en forme de coin de malle, avec une autre portion reliant les portions 20a, 20b, comme cela décrit en référence aux figures suivantes.

En outre, bien que cela n'ait pas été représenté, le fuselage 2 peut comporter d'autres éléments de fixation, tels que des stabilisateurs reliant les lisses aux cadres de fuselage.

En référence à présent aux figures 3 et 4, il va être décrit un système selon un mode de réalisation préféré de l'invention. Ce système est destiné à regrouper plusieurs clips de fixation 20, de manière à pouvoir les déplacer et les mettre en place simultanément sur l'un des cadres 4 à fixer. A cet égard, il est noté qu'un unique système peut être utilisé pour placer tous les clips d'un même cadre 4, ou bien plusieurs systèmes mis bout à bout peuvent être employés pour équiper ce cadre. Quoi qu'il en soit, il est préférentiellement prévu que chaque système 35 comprenne entre cinq à quinze clips 20. Par la suite, il sera décrit une solution dans laquelle un unique système 35 est associé à chaque cadre 4, qui s'étend par exemple sur un secteur angulaire de 60 à 120°.

Le système 35 comporte donc les clips 20, qui sont raccordés temporairement les uns aux autres par des éléments d'outillage 37. Plus précisément, le système comprend les clips de fixation 20 et les éléments d'outillage 37 agencés en alternance selon une direction longitudinale 39 du système. Aussi, chaque élément d'outillage 37 est raccordé à ses deux extrémités opposées respectivement à un premier clip 20 et à un second clip 20 directement consécutifs dans le système, selon la direction 39. Néanmoins, aux extrémités du système 35, il peut être prévu des éléments d'outillage

37 qui ne sont alors raccordés aux clips qu'à l'une de leurs deux extrémités, l'autre extrémité restant libre ou servant au rattachement du système sur le reste du fuselage durant le procédé de fixation du cadre 4.

5 Dans le système 35, chaque clip 20 prend donc une forme générale de coin de malle, avec trois portions 20a, 20b, 20c orthogonales entre elles. La portion additionnelle 20c, orientée orthogonalement à la direction 39, constitue un organe de raccordement en étant percée d'un orifice. A l'opposé du clip 20 selon la direction 39, ce même clip comprend un autre organe de raccordement 20d en forme de languette, par exemple prévue d'une seule pièce avec le clip, de préférence en matériau composite  
10 comprenant un mélange de fibres et de résine. La languette 20d comprend une première extrémité solidaire de la portion 20a du clip, ainsi qu'une seconde extrémité percée d'un orifice.

Les deux organes de raccordement 20c, 20d, de préférence parallèles et en regard, sont prévus pour être montés sur des éléments d'outillage 37. Dans le mode  
15 de réalisation préféré, l'organe de raccordement 20c est prévu pour être structural, donc participer à la rigidité du fuselage. Il est aussi de préférence conçu pour former, après retrait de son élément d'outillage associé, un organe d'accrochage d'un équipement destiné à être monté sur le fuselage. Il peut par exemple s'agir de connecteurs de systèmes appelés « brackets » qui peuvent ainsi être montés sur le fuselage via les  
20 orifices traversant les organes 20c des clips de fixation 20.

En revanche, la languette 20d est prévue pour être démontable, et retirée du clip 20 une fois celui-ci fixé sur le fuselage. De préférence, le démontage s'effectue par cassure de la languette 20d au niveau d'une zone fragilisée mécaniquement  
41, qui est ici constituée par une pliure à proximité de la jonction avec la portion 20a.  
25 Néanmoins, toute autre conception de zone fragilisée pourrait être envisagée, par exemple une diminution de section et/ou d'épaisseur. Selon encore une autre alternative, le démontage pourrait s'effectuer autrement que par cassure, par exemple en prévoyant des moyens de montage/démontage réversibles.

Les éléments d'outillage 37 prennent la forme de tiges, orientées avec  
30 leur axe sensiblement parallèle à la direction 39, selon laquelle elles sont agencées en

alternance avec les clips 20. Les tiges 37 sont de préférence sensiblement alignées les unes avec les autres. Elles sont droites, et présentent chacune deux extrémités opposées. La première extrémité d'une tige est montée sur la portion 20c d'un premier clip, tandis que la seconde extrémité opposée de la tige est montée sur la languette 20d d'un second clip, directement consécutif dans l'empilement au sein du système 35. Aussi, pour le montage de la tige 37 sur ces premier et second clips 20 agencés de part et d'autre de cette tige, les extrémités de celle-ci traversent les orifices prévues sur les organes de raccordement 20c, 20d.

Les tiges 37 fixent l'écartement entre les clips 20, cet écartement correspondant sensiblement à celui désiré en configuration assemblée sur le fuselage. De plus, les clips 20 et les tiges 37 sont raccordés entre eux par des liaisons souples, qui sont par exemple obtenues en prévoyant des jeux entre les orifices des organes 20c, 20d et les extrémités de tiges qui les traversent. Les jeux sont prévus pour donner un caractère flexible au système 35 de forme longiligne, afin de lui conférer une capacité de déformation lui permettant de suivre au mieux la géométrie du cadre 4. En d'autres termes, avec cette flexibilité, le système 35 peut être déformé légèrement de façon à suivre et adopter sensiblement la même courbure que celle du cadre sur lequel il doit être mis en place. Avec de tels jeux, qui sont essentiellement radiaux et qui ne modifient pas ou peu l'écartement entre les clips selon la direction 39, ces clips peuvent se comporter comme des wagons et ainsi suivre au mieux la courbure du cadre 4. A titre d'exemple indicatif, les jeux retenus permettent une inclinaison de maximum plus ou moins 15° d'un clip par rapport à son clip directement consécutif dans le système 35. En outre, il est noté que la flexibilité peut être conférée seulement par le montage de l'une des extrémités de tiges sur son organe de raccordement associé, l'autre extrémité de tige pouvant être montée rigide sur son propre organe de raccordement.

Pour la fixation du cadre 4 sur la peau 3 et/ou les raidisseurs 8, il est tout d'abord procédé à la réalisation d'un ensemble 61 selon l'invention. Cet ensemble 61 comporte le système 35 avec ses clips 20 plaqués en appui contre l'âme 12 du cadre 4. Cet ensemble 61 est de préférence réalisé avec le cadre 4 en place sur la peau 3, comme cela est représenté sur la figure 5.

Néanmoins, le système 35 est donc de préférence réalisé extérieurement au tronçon, par exemple à l'aide des moyens automatisés tels que des robots qui assemblent les clips 20 sur les tiges 37. C'est seulement ensuite que le système 35 est amené dans le tronçon de fuselage, contre son cadre 4 correspondant, en étant  
5 légèrement déformé grâce aux jeux de façon à suivre la courbure du cadre. Ce déplacement du système 35 dans le tronçon de fuselage peut être réalisé manuellement ou à de façon automatisée, par exemple à l'aide de robots.

Lors de la mise en place du système 35 sur le cadre 4, les tiges 37 sont placées au-dessus des lisses 8 de section en forme de  $\Omega$ . Grâce à l'écartement préétabli  
10 par les tiges entre les clips 20, ces derniers se retrouvent dans leur position définitive relativement au cadre 4, entre les lisses 8. Par ailleurs, outre l'appui des clips 20 sur l'âme 12, les portions axiales 20b des clips sont aussi placées en appui sur la peau 3.

L'ensemble 61 pourrait alternativement être réalisé en dehors du tronçon de fuselage, et être seulement transporté ultérieurement dans ce dernier. En  
15 procédant ainsi, d'autres tâches peuvent être réalisées simultanément au sein de ce tronçon. Cette possibilité d'accomplissement de tâches simultanées participe bien évidemment à la réduction du temps et du coût de fabrication du fuselage.

Il est ensuite mis en œuvre un procédé d'assemblage selon l'invention, comprenant une étape de fixation des clips de l'ensemble 61 sur son cadre 4, à l'aide de  
20 rivets ou similaires. Cette étape peut être réalisée de manière automatisée, par exemple à l'aide de robots, ce qui réduit son temps de mise en œuvre. De plus, grâce à un encombrement réduit de ces robots, d'autres tâches d'assemblage peuvent être effectuées à l'intérieur du tronçon.

Ensuite, en référence à la figure 6, il est mis en œuvre une étape de  
25 retrait des tiges, qui sont extraites du système dont les clips 20 sont déjà fixés par rivets au cadre 4. Ce retrait peut être réalisé par extraction de la tige en dehors de son orifice correspondant prévu sur la portion 20c de l'un des clips adjacents, tout en cassant la languette de l'autre clip adjacent. Une fois retirée de l'orifice de sa languette, chaque tige peut ensuite être réutilisée pour la formation d'un autre système selon l'invention.

Il est noté que le retrait des tiges peut être effectué après la fixation de tous les clips 20 du système. Alternativement, une tige peut être retirée après la fixation de chaque nouveau clip sur le cadre.

5 Enfin, l'invention se rapporte également à un procédé de fixation du cadre 4 sur la peau 3 du fuselage et/ou sur les lisses 8. Ce procédé comporte une étape de mise en œuvre du procédé d'assemblage tel que décrit ci-dessus, ainsi qu'une étape de fixation des clips à la peau et/ou aux lisses, de préférence par rivetage ou similaire, ces deux étapes pouvant être simultanées ou successives.

10 De préférence, la fixation de chaque clip 20 sur le cadre 4 et sur la peau 3 et/ou les lisses 8 est mise en œuvre antérieurement au retrait de la tige reliant ce même clip au clip directement consécutif dans le système, déjà fixé sur ces éléments de fuselage 3, 4. Ici aussi, une tige peut être retirée après la fixation de chaque nouveau clip sur le cadre et sur la peau et/ou les lisses, ou bien le retrait de toutes les tiges peut être effectué après la fixation de tous les clips 20 du système sur le cadre, la peau et/ou les  
15 lisses.

Bien entendu, diverses modifications peuvent être apportées par l'homme du métier à l'invention qui vient d'être décrite, uniquement à titre d'exemples non limitatifs.

## REVENDEICATIONS

1. Système (35) comprenant une pluralité de clips de fixation (20) destinés à assurer la fixation d'un élément (4) de cadre de fuselage d'aéronef sur une  
5 peau (3) du fuselage et/ou sur des raidisseurs (8) équipant la peau de ce fuselage, le système comprenant également des éléments de jonction, de préférence des éléments d'outillage (37), agencés en alternance avec les clips (20) qu'ils raccordent les uns aux autres.
- 10 2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'au moins plusieurs desdits clips de fixation (20) comprennent chacun deux organes de raccordement (20c, 20d), chacun monté sur l'un desdits éléments d'outillage (37).
- 15 3. Système selon la revendication 2, caractérisé en ce qu'au moins l'un des deux organes de raccordement prend la forme d'une languette (20d).
4. Système selon la revendication 2 ou la revendication 3, caractérisé en ce qu'au moins l'un des deux organes de raccordement (20d) est démontable.
- 20 5. Système selon la revendication 4, caractérisé en ce que ledit organe de raccordement démontable (20d) présente une zone fragilisée mécaniquement (41), permettant, par cassure, sa désolidarisation du clip de fixation.
- 25 6. Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, caractérisé en ce qu'au moins l'un (20c) des deux organes de raccordement est conçu pour former, après retrait de son élément d'outillage associé (37), un organe d'accrochage d'un équipement destiné à être monté sur le fuselage.
- 30 7. Système selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que lesdits éléments d'outillage (37) prennent la forme de tiges, de

préférence orientées sensiblement parallèlement à une direction longitudinale (39) du système selon laquelle ces éléments d'outillage (37) et les clips de fixation (20) se succèdent.

5                   8. Système selon la revendication 7, caractérisé en ce que pour au moins plusieurs desdites tiges (37), les deux extrémités opposées de chaque tige sont respectivement raccordées à une extrémité d'un premier clip de fixation (20) et à une extrémité d'un second clip de fixation (20), les premier et second clips étant agencés de part et d'autre de ladite tige (37).

10

9. Système selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que chaque clip de fixation (20) présente au moins une partie en forme de coin de malle.

15

10. Système selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'au moins plusieurs des éléments d'outillage (37) et des clips (20) sont raccordés entre eux par des liaisons souples.

20

11. Système selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte entre cinq et quinze clips de fixation (20).

25

12. Ensemble (61) comprenant un élément de cadre de fuselage (4) ainsi qu'un système (35) selon l'une quelconque des revendications précédentes, présentant ses clips de fixation (20) en appui contre ledit élément de cadre (4).

30

13. Procédé d'assemblage de clips de fixation (20) sur un élément de cadre de fuselage (4) d'aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend une étape de fixation, sur l'élément de cadre (4), des clips (20) dudit système (35) selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, et une étape de retrait des éléments d'outillage (37) dudit système.

14. Procédé selon la revendication 13, caractérisé en ce qu'il est mis en œuvre lorsque l'élément de cadre de fuselage (4) est déjà en place relativement à la peau de fuselage (3), ou en ce qu'il est mis en œuvre avec l'élément de cadre de fuselage (4) agencé à l'écart de la peau (3), de préférence en dehors d'un tronçon de fuselage auquel l'élément de cadre (4) doit être intégré.

15. Procédé de fixation d'un élément de cadre de fuselage (4) sur une peau (3) du fuselage et/ou sur des raidisseurs (8) équipant la peau, comprenant une étape de mise en œuvre du procédé d'assemblage selon la revendication 13 ou la revendication 14, ainsi qu'une étape de fixation des clips (20) à la peau et/ou aux raidisseurs.

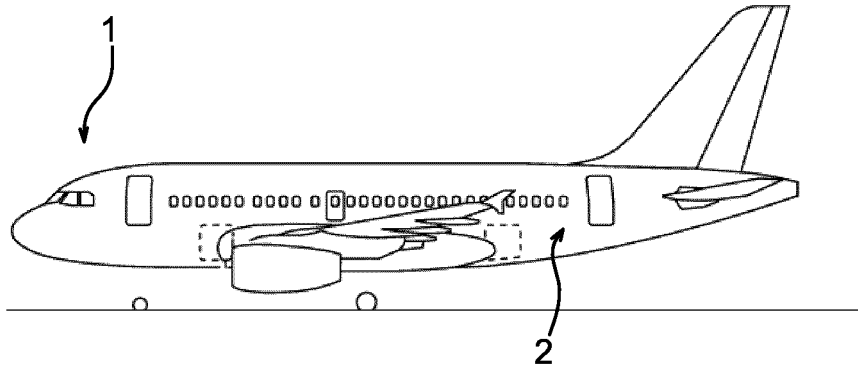


FIG. 1

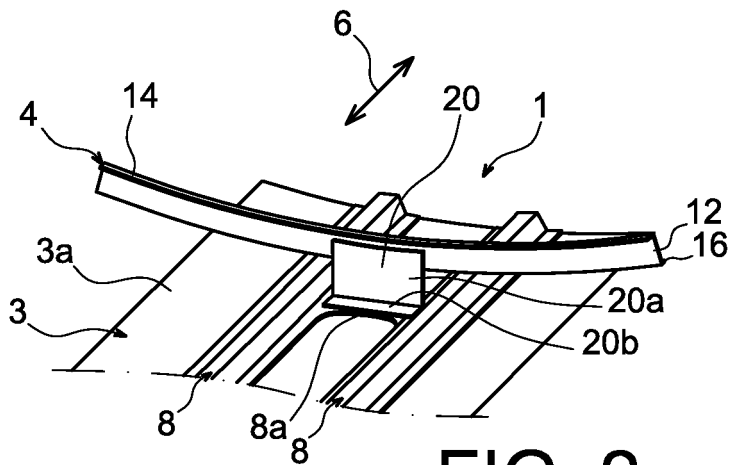


FIG. 2

2 / 3

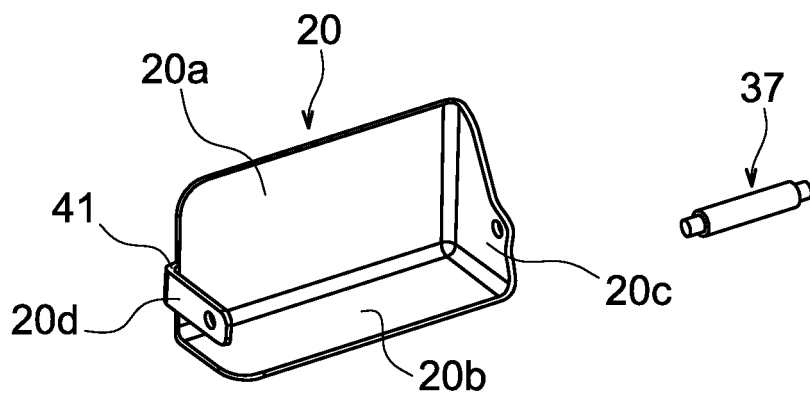
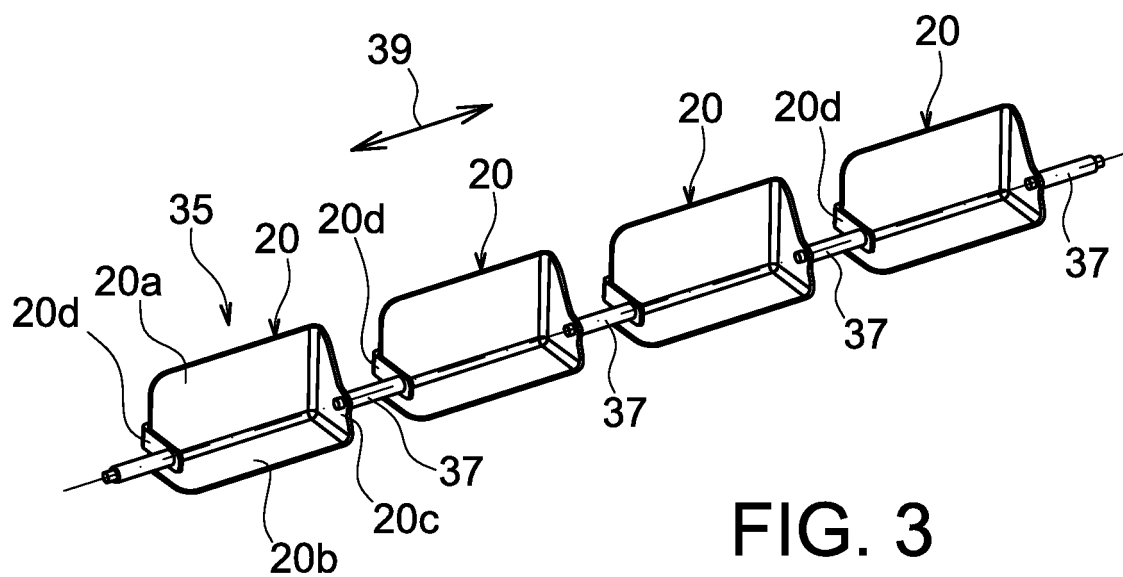
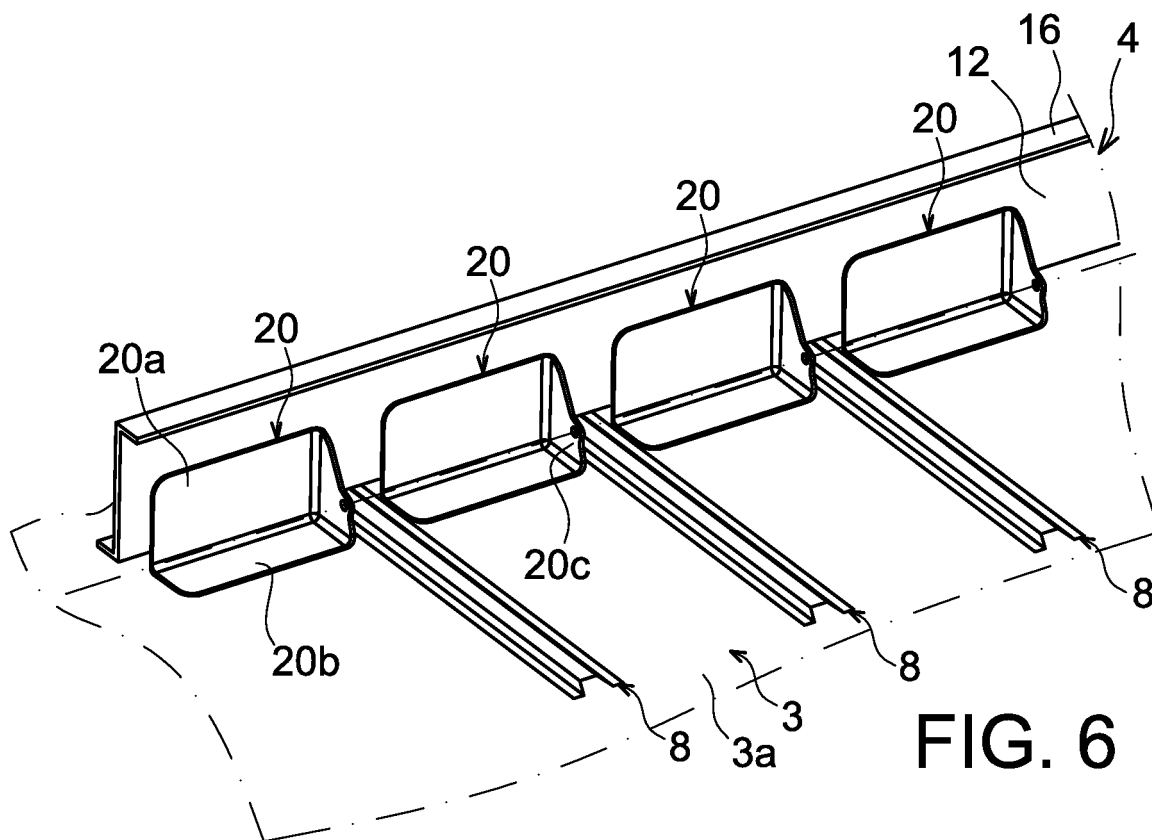
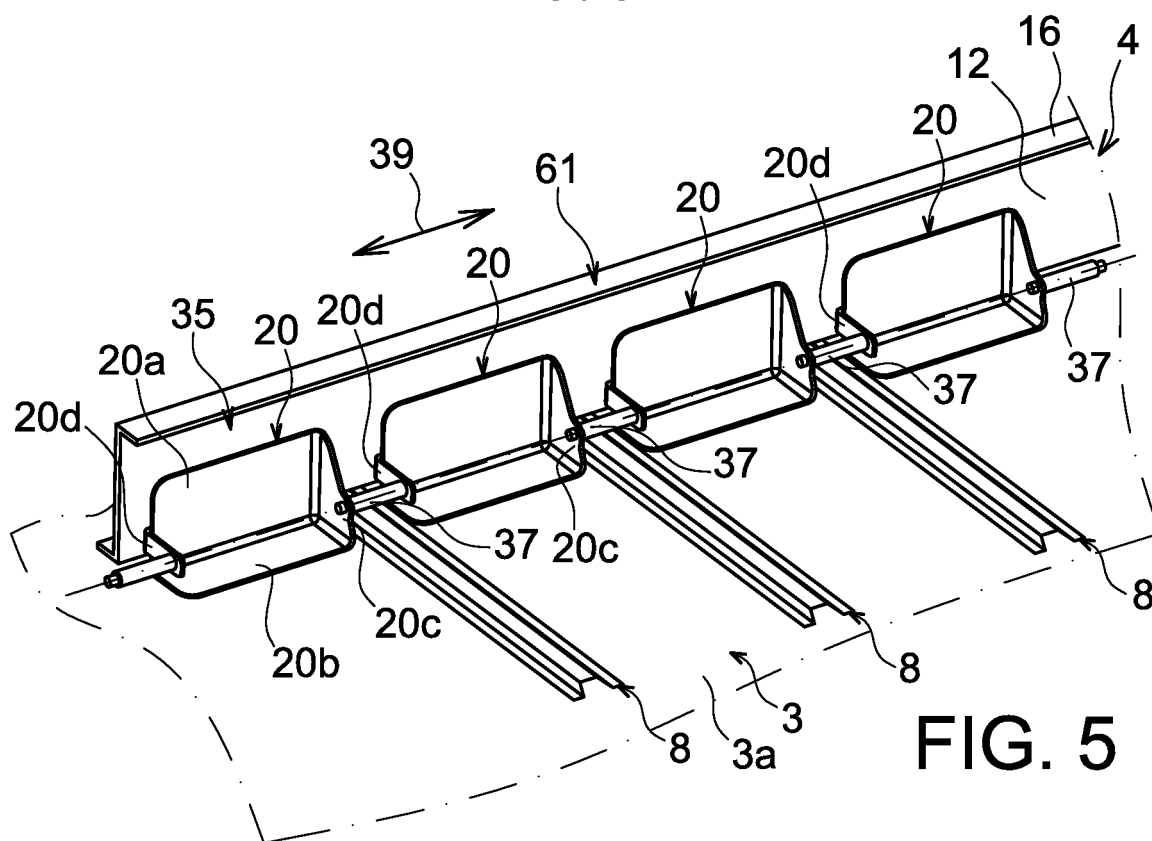


FIG. 4

3 / 3





**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement  
national

FA 783503  
FR 1357674

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 2 489 779 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 12 mars 1982 (1982-03-12) * abrégé; figures 1-5 *	1-15	F16B5/06 B64C1/00 B25B27/14
X	US 2008/128550 A1 (ROMING THORSTEN [DE] ET AL) 5 juin 2008 (2008-06-05) * abrégé; figures 1, 3 *	1	
A	US 2011/042519 A1 (TACKE STEFAN [DE] ET AL) 24 février 2011 (2011-02-24) * abrégé; figure 3 *	1-15	
A	GB 2 494 775 A (BULLIVANT SIMON [GB]) 20 mars 2013 (2013-03-20) * abrégé; figure 1 *	1-15	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64C B64F F16B
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
4 avril 2014		Podratzky, Andreas	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date	
autre document de la même catégorie		de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1357674 FA 783503**

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 **04-04-2014**

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 2489779	A1	12-03-1982	DE 3162301 D1	22-03-1984
			EP 0048191 A1	24-03-1982
			FR 2489779 A1	12-03-1982
-----				
US 2008128550	A1	05-06-2008	AUCUN	
-----				
US 2011042519	A1	24-02-2011	CA 2715277 A1	11-09-2009
			DE 102008012252 A1	17-09-2009
			EP 2247496 A1	10-11-2010
			US 2011042519 A1	24-02-2011
			WO 2009109438 A1	11-09-2009
-----				
GB 2494775	A	20-03-2013	GB 2494775 A	20-03-2013
			GB 2495075 A	03-04-2013
			WO 2013037944 A1	21-03-2013
-----				