

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①① N° de publication :

3 012 362

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

②① N° d'enregistrement national :

14 59910

⑤① Int Cl⁸ : B 29 C 70/00 (2013.01), B 29 C 70/44, B 64 C 1/06

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 16.10.14.

③③ Priorité : 29.10.13 US 14/066376.

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 01.05.15 Bulletin 15/18.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Ce dernier n'a pas été
établi à la date de publication de la demande.*

⑥③ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : GULFSTREAM AEROSPACE COR-
PORATION — US.

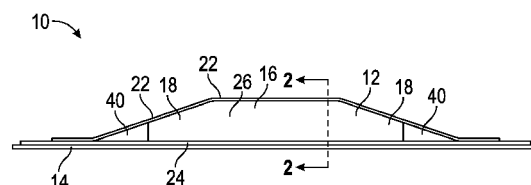
⑦② Inventeur(s) : AITKEN CHARLES et AUTRY BREN-
DEN.

⑦③ Titulaire(s) : GULFSTREAM AEROSPACE CORPO-
RATION.

⑦④ Mandataire(s) : LLR.

⑤④ PROCÉDES POUR FABRIQUER UNE LISSE EN I D'UN AVION ET DISPOSITIFS DESTINÉS À ÊTRE UTILISÉS
DANS CES PROCÉDES.

⑤⑦ La présente invention concerne des procédés et des
dispositifs pour fabriquer une structure composite renforcée
(10) pour un avion. Un procédé comporte l'avancée d'un
agencement de matériau composite (50) à travers un dispo-
sitif de formation de recouvrement (60). L'avancée crée une
partie de recouvrement préformée (22) et des première et
seconde longueurs (96, 98) de l'agencement. L'agencement
est retiré du dispositif (60) et la partie de recouvrement (22)
de l'agencement est agencée dans une cavité (102) d'un
mandrin flexible (100) avec une partie d'embase (116) de la
première longueur (96) et une partie d'embase (118) de la
seconde longueur (98) restant à l'extérieur de la cavité (102)
du mandrin. Les parties d'embase (116, 118) sont en
contact avec une structure de revêtement (14). L'agence-
ment est chauffé et mis sous pression en utilisant le mandrin
(100) pour durcir l'agencement et former la structure (10)
fixée à la structure (14).



FR 3 012 362 - A1



DOMAINE TECHNIQUE

[0001] Le domaine technique concerne de manière générale des procédés de fabrication de structures renforcées et des dispositifs utiles dans de tels procédés, et concerne
5 plus particulièrement des procédés de fabrication de structures renforcées d'avions, telles que des lisses en I renforcées de fibres, et des dispositifs destinés à être utilisés dans de tels procédés.

ARRIERE-PLAN TECHNOLOGIQUE

10 [0002] Le fuselage, les ailes et l'empennage d'un avion comprennent typiquement des lisses qui sont couplées à des structures de revêtement qui forment les surfaces extérieures aérodynamiques lisses du fuselage, des ailes et de l'empennage. Les lisses et les structures de revêtement
15 coopèrent pour donner une rigidité en flexion et en torsion à ces parties de l'avion. Traditionnellement, les surfaces du fuselage, des ailes et de l'empennage et les lisses associées sont fabriquées à partir d'un métal, tel que l'aluminium, un acier ou le titane. La lisse peut com-
20 prendre une partie d'âme, telle qu'une paroi plane, qui est généralement orientée dans une direction sensiblement perpendiculaire à la structure de revêtement et s'étend dans une direction généralement longitudinale le long du fuselage et l'empennage, et dans une direction générale-
25 ment dans le sens de l'envergure le long de l'aile de sorte que la partie d'âme confère une résistance à la flexion. Une partie de semelle peut être positionnée sur l'un des bords longitudinaux de la partie d'âme, ou sur les deux, pour donner une rigidité accrue et un appui à la lisse. La
30 partie de semelle le long de l'un des bords longitudinaux de la partie d'âme peut également être utilisée comme une surface de fixation pour fixer la lisse à la structure de revêtement.

[0003] Les matériaux composites renforcés de fibres sont
35 largement utilisés dans une diversité de produits de

l'aviation civile et militaire en tant que substitut de métaux, en particulier dans les applications où un poids relativement faible et une résistance mécanique élevée sont désirés. Le matériau est généralement constitué d'un réseau de fibres de renfort qui sont disposées en couches ou plis. Les couches comprennent une matrice en résine qui humidifie sensiblement les fibres de renfort et qui est durcie pour former une liaison intime entre la résine et les fibres de renfort. Le matériau composite peut être formé dans un composant structurel par une diversité de procédés de formage connus, tels qu'une extrusion, un moulage au sac sous vide, un autoclavage et/ou analogue.

[0004] Les revêtements et les lisses destinés à différentes parties des avions passent de matériaux métalliques à des matériaux composites renforcés de fibres. Cependant, la fabrication des lisses et des lisses fixées aux structures de revêtement peut être relativement longue. Comme il peut y avoir jusqu'à pratiquement 6,5 kilomètres de lisses dans une seule aile d'avion, la fabrication des lisses à la main est longue et coûteuse. De plus, la fabrication manuelle des lisses peut engendrer des défauts et des non-conformités qui compromettent la rigidité et le support de la lisse.

[0005] Par conséquent, il est souhaitable de fournir des procédés pour fabriquer des structures composites renforcées pour des avions, telles que des lisses en I, qui peuvent être préparées par lot ou par des procédés automatisés continus. De plus, il est souhaitable de fournir des dispositifs destinés à être utilisés dans de tels procédés. En outre, d'autres particularités et caractéristiques souhaitables deviendront apparentes à partir de la description détaillée suivante et des revendications annexées, prises conjointement avec les dessins annexés et le présent arrière-plan technologique.

[0006] On fournit des procédés pour fabriquer une structure composite renforcée destinée à un avion et des dispositifs utilisés dans de tels procédés. Selon un mode de réalisation donné en exemple, un procédé comprend l'avancée d'un agencement de matériau composite à travers un dispositif de formation de recouvrement. L'avancée a pour résultat une partie de recouvrement préformée, une première longueur de l'agencement de matériau composite et une seconde longueur de l'agencement de matériau composite. L'agencement de matériau composite est retiré du dispositif de formation de recouvrement et la partie de recouvrement préformée de l'agencement de matériau composite est agencée à l'intérieur d'une cavité d'un mandrin flexible avec une partie d'embase de la première longueur et une partie d'embase de la seconde longueur restant à l'extérieur de la cavité du mandrin flexible. La partie d'embase de la première longueur et la partie d'embase de la seconde longueur sont en contact avec une structure de revêtement. L'agencement de matériau composite est chauffé et mis sous pression en utilisant le mandrin flexible pour durcir l'agencement de matériau composite et former la structure composite renforcée fixée à la structure de revêtement.

[0007] Selon un autre mode de réalisation donné en exemple, un procédé de fabrication d'une lisse en I destinée à un avion comprend le chevauchement de plis de matériau composite de manière décalée et le positionnement d'un insert de recouvrement pré-durci au-dessus des plis de matériau composite. Les plis de matériau composite et l'insert de recouvrement pré-durci sont agencés dans un dispositif de formation de recouvrement ayant un premier espace linéaire pour recevoir les plis de matériau composite et l'insert de recouvrement pré-durci, et un second espace linéaire pour recevoir une première longueur et une seconde longueur des plis de matériau composite. La première longueur et la seconde longueur sont amenées à venir en contact l'une

avec l'autre sur une zone de contact tout en faisant avancer les plis de matériau composite et l'insert de recouvrement pré-durci à travers le dispositif de formation couvercle. De la chaleur est appliquée à la zone de contact pour amener la première longueur et la seconde longueur au niveau de la zone de contact à adhérer l'une à l'autre le long d'une longueur des plis de matériau composite. Les plis de matériau composite et l'insert de recouvrement pré-durci sont agencés dans une cavité d'un mandrin flexible pour former une partie d'âme et une partie d'embase de la première longueur et une partie d'embase de la seconde longueur qui restent à l'extérieur du mandrin flexible. La partie d'embase de la première longueur et la partie d'embase de la seconde longueur sont en contact avec une structure de revêtement. De la chaleur et une pression sont appliquées aux plis de matériau composite pour former la lisse en I. Le mandrin flexible est retiré de la lisse en I.

[0008] Selon un mode de réalisation donné en exemple, un dispositif pour former une partie de recouvrement d'une lisse en I d'un avion comprend une base, un premier élément de support solidement fixé à la base, et un second élément de support solidement fixé à la base et aligné longitudinalement avec le premier élément de support. Le premier élément de support et le second élément de support sont espacés d'une première distance. Une roue verticale est configurée pour rouler le long de la base. Deux roues de pincement sont espacées d'une deuxième distance et sont positionnées à proximité d'extrémités du premier élément de support et du second élément de support. Un premier élément diagonal est supporté par le premier élément de support et un second élément diagonal est supporté par le second élément de support. Le premier élément diagonal forme un angle avec le second élément diagonal et ont chacun des extrémités qui sont espacées d'une troisième

distance. Un centre de la première distance est colinéaire avec un centre de la deuxième distance.

BREVE DESCRIPTION DES DESSINS

5 [0009] Les différents modes de réalisation vont par la suite être décrits conjointement aux figures de dessin suivantes, dans lesquelles des références numériques identiques désignent des éléments identiques, et dans lesquelles :

10 [0010] la figure 1 est une vue latérale d'une structure composite renforcée pour un avion représentatif selon un mode de réalisation donné en exemple ;

[0011] la figure 2 est une vue en coupe transversale de la structure composite renforcée de la figure 1 ;

15 [0012] la figure 3 est une vue en perspective partielle d'une partie d'extrémité d'une structure composite renforcée selon un mode de réalisation donné en exemple ;

[0013] la figure 4A est une vue latérale de la partie d'extrémité de la figure 3 ;

20 [0014] les figures 4B à 4E sont des vues en coupe de la partie d'extrémité de la figure 4A ;

[0015] la figure 5 représente une vue en perspective d'une étape dans un procédé destiné à fabriquer une structure composite renforcée selon un mode de réalisation donné en exemple, dans laquelle un agencement de matériau composite est formé ;

[0016] la figure 6 est une vue en perspective d'un dispositif de formation de recouvrement, selon un mode de réalisation donné en exemple ;

30 [0017] la figure 7 représente, en vue en perspective, la formation d'une partie de recouvrement préformée en utilisant le dispositif de formation de recouvrement de la figure 6, selon un mode de réalisation donné en exemple ;

- [0018] la figure 8 représente, dans une vue latérale, la formation d'une partie de recouvrement préformée en utilisant le dispositif de formation de recouvrement de la figure 6, selon un mode de réalisation donné en exemple ;
- 5 [0019] la figure 9 représente, dans une vue en coupe transversale, la formation de la structure composite renforcée en utilisant un mandrin flexible, selon un mode de réalisation donné en exemple ;
- 10 [0020] la figure 10 représente, en vue en perspective, le mandrin flexible de la figure 9, selon un mode de réalisation donné en exemple ;
- [0021] la figure 11 représente la formation d'une partie d'extrémité de la structure composite renforcée, selon un mode de réalisation donné en exemple ;
- 15 [0022] la figure 12 représente, dans une vue en coupe transversale, la formation de la structure composite renforcée en utilisant le mandrin flexible et d'une structure de support non flexible, selon un mode de réalisation donné en exemple ; et
- 20 [0023] la figure 13 représente, dans une vue en coupe transversale, la formation de la structure composite renforcée en utilisant un film adhésif, selon un autre mode de réalisation donné en exemple.

DESCRIPTION DETAILLEE

- 25 [0024] La description détaillée suivante est purement exemplaire par nature et n'est pas destinée à limiter les divers modes de réalisation ou l'application et les utilisations de ceux-ci. De plus, il n'y a aucune intention d'être lié par une quelconque théorie présentée dans l'arrière-plan technologique qui précède ou la description détaillée qui suit.
- 30

- [0025] Différents modes de réalisation concernent ici des procédés destinés à fabriquer des structures composites renforcées pour des avions. Les procédés peuvent être utilisés pour fabriquer de telles structures en lot ou, en
- 35

variante, les procédés peuvent être automatisés de telle sorte que les structures sont fabriquées dans un flux continu, tel que dans une ligne d'assemblage automatisé ou une ligne de convoyeurs. Comme décrit ci-dessous, les procédés utilisent un dispositif de formation de recouvrement et un mandrin flexible qui aident à la formation des structures composites renforcées. A cet égard, une production de structures composites renforcées sur une durée donnée peut être augmentée. De plus, les structures composites renforcées peuvent être fabriquées avec moins de défauts et de non-conformités par rapport à des structures fabriquées manuellement.

[0026] En se reportant aux figures 1 et 2, une vue latérale et une vue en coupe d'une structure composite renforcée 10 destinée à un avion selon un mode de réalisation donné en exemple, sont fournies. La structure composite renforcée 10 comporte une lisse composite renforcée de fibres 12 et une structure de revêtement 14 qui est fixée à la lisse composite renforcée de fibres 12. Comme il va être expliqué plus en détail ci-dessous, la lisse composite renforcée de fibres 12 et la structure de revêtement 14 sont chacune formées d'un matériau composite renforcé de fibres 30, qui est dans un état durci à ce stade. Telle que représentée, selon un mode de réalisation donné en exemple, la lisse composite renforcée de fibres 12 comporte une partie de corps de poutre 16 et deux parties d'extrémité 18 qui s'étendent à partir de la partie de corps de poutre 16 dans des directions opposées. La partie de corps de poutre 16 et la partie d'extrémité 18 sont définies par projection d'une section transversale variable en forme de I 20 (voir la vue en coupe transversale de la lisse composite renforcée de fibres 12 représentée sur la figure 2) longitudinalement le long d'au moins une partie d'une longueur combinée complète du corps de poutre 16 et des parties d'extrémité 18. Bien que la structure de revêtement 14 soit

représentée comme étant relativement plate, il doit être entendu que la structure de revêtement 14 peut avoir un contour façonné et peut comprendre de petits gradins ou ruptures de pente et que la lisse composite renforcée de fibres 12 suit généralement les contours de la structure de revêtement 14. Par conséquent, la direction et la longueur dans lesquelles la section transversale variable en forme de I 20 est projetée pour définir la lisse composite renforcée de fibres 12 peuvent être linéaires, non linéaires ou des combinaisons de linéaires et non linéaires de sorte que la lisse composite renforcée de fibres 12 peut généralement suivre les contours de la structure de revêtement 14.

[0027] La section transversale variable en forme de I 20 a une partie de recouvrement 22, une partie d'embase 24 et une partie d'âme 26 qui s'étend entre les parties de recouvrement et d'embase 22 et 24. Comme il va être expliqué plus en détail ci-dessous, la lisse composite renforcée de fibres 12 comporte un insert de recouvrement pré-durci 28 disposé dans la partie de recouvrement 22 du corps de poutre 16 et les parties d'extrémité 18, le matériau composite renforcé de fibres 30 de la partie de recouvrement 22 recouvrant l'insert de recouvrement pré-durci 28. La partie d'embase 24 est fixée à la structure de revêtement 14 et, tel que représenté, peut avoir une première partie de gradin 32 et une seconde partie de gradin 34 pour passer à la structure de revêtement 14.

[0028] En se reportant également aux figures 3 à 4E, la partie d'âme 26 a une hauteur indiquée par une flèche à double sens 36 et une largeur indiquée par des flèches opposées à un seul sens 38. Dans un mode de réalisation donné en exemple, les portions de la partie d'âme 26 qui s'étendent le long des parties d'extrémité 18 comprennent chacune une forme "analogue à un coin" 40. En particulier,

la section transversale variable en forme de I est configurée de telle sorte que la hauteur (indiquée par la flèche à double sens 36) et la largeur (indiquée par les flèches opposées à un seul sens 38) de la partie d'âme 26 s'amincit et s'évase, respectivement, distalement le long d'une longueur de la partie d'extrémité 18 correspondante pour réunir la partie de recouvrement 22 avec la partie d'embase 24. Dans un mode de réalisation donné en exemple, chacune des parties d'extrémité 18 comporte un insert de coin d'âme 39 (par exemple un insert en forme de coin) qui est disposé dans la partie d'âme 26 de la partie d'extrémité 18 s'étendant longitudinalement le long d'au moins une portion de la longueur complète de la partie d'extrémité 18. Le matériau composite renforcé de fibres 30 recouvre l'insert de coin d'âme 39. A cet égard, l'insert de coin d'âme 39 aide à former la forme "analogue à un coin" 40. L'insert de coin d'âme 39 peut être fabriqué à partir d'un matériau à faible densité, relativement rigide, tel qu'une mousse rigide, par exemple une mousse rigide de polyméthacrylimide (PMI). Un tel matériau adapté est le Rohacell® 51 WF, fabriqué par Evonik Industries AG, dont le siège se situe à Darmstadt, Allemagne. D'autres matériaux à faible densité, relativement rigides, connus de l'homme du métier peuvent également être utilisés pour former l'insert de coin d'âme 39.

[0029] Les figures 5 à 13 représentent un procédé destiné à fabriquer une structure composite renforcée 10 selon différents modes de réalisation. Les étapes de traitement, les procédures et les matériaux décrits doivent uniquement être considérés comme des modes de réalisation donnés en exemple. Différentes étapes dans la fabrication de structures composites renforcées sont bien connues et ainsi, par souci de brièveté, certaines étapes classiques ne sont ici mentionnées que brièvement ou seront omises totalement sans fournir les détails de traitement bien connus.

[0030] En se reportant à la figure 5, un agencement de matériau composite 50 est formé en faisant chevaucher un premier pli de matériau composite 52 sur un second pli de matériau composite 54 de manière décalée. Dans un mode de réalisation donné en exemple, les plis ont une longueur qui est la longueur désirée de la partie de recouvrement résultante 22 de la figure 1 et ont chacun des extrémités amincies. Dans un autre mode de réalisation, les plis 52 et 54 sont de la même taille et sont décalés de telle sorte que les bords des plis ne sont pas alignés. Par exemple, comme représenté sur la figure 5, les bords et les extrémités des plis peuvent être décalés les uns par rapport aux autres de, par exemple, 6,35 mm (1/4 pouce) ou, par exemple, 12,7 mm (1/2 pouce). En variante, les plis peuvent être de différentes tailles. Bien que la figure 5 représente un agencement de matériau composite 50 avec deux plis de matériau composite 52 et 54, il sera noté que l'agencement de matériau composite 50 peut comporter un ou plus de deux plis lorsque adapté pour une structure composite renforcée particulière 10.

[0031] Les plis de matériau composite 52 et 54 sont des couches de fibres de renfort préimprégnées d'une résine ("préimprégné renforcé de fibres") comme il est bien connu de la technique. Les plis peuvent comprendre des couches de préimprégné renforcé de fibres unidirectionnelles, de préimprégné renforcé de fibres tissées ou de tissu, de préimprégné renforcé de fibres aléatoires, de préimprégné renforcé de fibres tressées, de préimprégné renforcé de fibres continues et/ou de préimprégné renforcé de fibres discontinues. Des exemples non limitatifs de fibres de renfort incluent des fibres de verre S, des fibres de verre E, des fibres de carbone, des fibres céramiques, des fibres métalliques, des fibres polymériques et analogue. Les résines polymériques comprennent, mais sans s'y limiter, les

époxydes, les polyuréthanes et/ou les précurseurs du polyuréthane, les polyesters et/ou les précurseurs du polyester, et analogue. D'autres fibres de renfort et/ou résines polymériques connues de l'homme du métier des matériaux composites renforcés de fibres peuvent également être utilisées.

[0032] L'agencement de matériau composite 50 comprend également l'insert de recouvrement pré-durci 28 de la figure 1. L'insert de recouvrement pré-durci 28 est positionné en recouvrant les plis de matériau composite 52 et 54 de telle sorte que des parties d'extrémité opposées 58 des plis 52 et 54 s'étendent latéralement au-delà de l'insert de recouvrement pré-durci 28 et l'insert de recouvrement pré-durci est centré par rapport à l'agencement de matériau composite 50. Dans un mode de réalisation donné en exemple, l'insert de recouvrement pré-durci 28 est configuré sous la forme d'une bande allongée et fournit une forme rigide pour faciliter la mise en forme et la manipulation de l'agencement de matériau composite 50. L'insert de recouvrement pré-durci 28, par exemple, est formé d'un matériau renforcé de fibres de carbone unidirectionnelles. L'insert de recouvrement pré-durci a une longueur qui correspond à la longueur désirée de la partie de recouvrement 22, des parties d'extrémité 18 et à l'extrémité de la lisse composite renforcée de fibres 12 de la figure 1. Il sera noté que l'agencement de matériau composite 50 peut être formé en lot ou, en variante, peut être fabriqué dans un système continu dans lequel, par exemple, les plis 52 et 54 peuvent chacun être sur des rouleaux à partir desquels ils sont étirés, découpés de manière amincie, positionnés l'un par rapport à l'autre sur un système de convoyeur et/ou d'assemblage, et configurés avec l'insert pré-durci par des moyens automatisés.

[0033] Ensuite, en se reportant aux figures 6 et 7, l'agencement de matériau composite 50 est disposé dans un dispositif de formation de recouvrement 60 et avancé à travers celui-ci. Dans un mode de réalisation donné en exemple, le
5 dispositif de formation de recouvrement 60 comprend une base 62, un premier élément de support 64 s'étendant le long d'une longueur de la base sur un côté de la base, par exemple, sur un côté droit de la base, et un second élément de support 66 s'étendant le long de la longueur d'un côté
10 opposé de la base, par exemple, sur un côté gauche de la base. Le premier élément de support 64 et le second élément de support 66 sont espacés l'un de l'autre le long de la longueur de la base d'une distance indiquée par une flèche à double sens 67, qui dépend de la largeur de conception
15 du recouvrement. Un premier élément diagonal 68 est supporté par le premier élément de support 64 et un second élément diagonal 70 est supporté par le second élément de support 66. Le premier élément diagonal et le second élément diagonal forment un angle et arrivent ensemble à des
20 extrémités 74 des éléments de support de telle sorte que, comme décrit ci-dessous, les plis de matériau composite 52 et 54 de la figure 5 enveloppent l'insert de recouvrement pré-durci 56 avec une certaine distance, indiquée par des flèches opposées 76, basée sur une épaisseur des plis regroupés.
25

[0034] Le dispositif de formation de recouvrement 60 comprend en outre un premier rail 78 solidement fixé à un bord extérieur du premier élément de support 64 et un
second rail 80 solidement fixé à un bord extérieur du
30 second élément de support 66. Un premier élément de coulisement 82 est monté de manière coulissante sur le premier rail 78 et un second élément de coulisement 84 est monté de manière coulissante sur le second rail 80. Une tige non flexible 86 est supportée en rotation par le
35 premier élément de coulisement 82 et le second élément de

coulissement 84, tel que par un placement de chaque extrémité de la tige dans une cavité de chacun des éléments de glissement. Une roue verticale 88 est supportée par la tige non flexible 86. La roue verticale est d'un rayon tel que la roue verticale vient en contact avec la base 62. Deux roues de pincement 92 sont supportées par la base 62 à proximité des extrémités 74 des éléments de support. Les deux roues de pincement sont séparées d'une certaine distance, indiquée par des flèches 90, basée sur une épaisseur des plis de matériau composite 52 et 54 regroupés, tel que décrit ci-dessous. Un centre 93 de la distance 90 est colinéaire avec un centre 93 de la distance 76 entre le premier élément diagonal 68 et le second élément diagonal 70 et avec un centre 93 de la distance 67 entre le premier élément de support 64 et le second élément de support 66. La roue verticale 88 est alignée pour rouler longitudinalement le long de la base 62 et le long du centre 93.

[0035] En se reportant en particulier à la figure 7, lorsque l'agencement de matériau composite 50 de la figure 5 est avancé à travers le dispositif de formation de recouvrement 60, la roue verticale 88 presse l'insert de recouvrement pré-durci 56 contre les plis de matériau composite 52 et 54, comme illustré par une flèche 91. Lorsque la roue verticale 88 repousse l'insert de recouvrement pré-durci contre les plis de matériau composite 52 et 54, les plis 52 et 54 sont tirés vers l'extérieur, tel qu'indiqué par des flèches 97, vers les bords extérieurs du dispositif de formation de recouvrement 60. En se reportant maintenant à la figure 8, lorsque l'agencement de matériau composite 50 continue à avancer à travers le dispositif de formation de recouvrement, les plis sont repoussés sur la distance 76 entre le premier élément diagonal 68 et le second élément diagonal 70 et, à leur tour, entre les deux roues de pincement 92. A cet égard, des longueurs 96 et 98 des plis qui s'étendent au-delà des côtés longitudinaux de l'insert

de recouvrement pré-durci 56 sont forcées autour de l'insert de recouvrement pré-durci et ensemble juste au-dessus de l'insert de recouvrement pré-durci 56 sur une zone de contact désignée par des lignes pointillées 94, en enveloppant ainsi l'insert de recouvrement pré-durci. Une largeur donnée en exemple, indiquée par des flèches 95, de la zone de contact 94 est d'environ 6,35 mm (1/4 pouce). Dans un mode de réalisation, de la chaleur est appliquée à la zone de contact 94 à une température suffisante pour amener les plis à coller l'un à l'autre au niveau de la zone de contact, mais pas trop élevée pour que les plis ne fondent pas. Par exemple, la température peut être dans l'intervalle d'environ 100 à environ 150 °C. La chaleur est appliquée, par exemple, par un pistolet chauffant. A cet égard, l'enveloppement de l'insert de recouvrement pré-durci 56 par les longueurs 96 et 98 a pour résultat la formation d'une partie de recouvrement préformée 99, également désignée partie de recouvrement 22 sur les figures 1 et 2.

[0036] En se reportant à la figure 9, une fois que l'agencement de matériau composite a avancé entièrement à travers le dispositif de formation de recouvrement, l'agencement de matériau composite 50, muni de l'insert de recouvrement pré-durci 56, est positionné dans une cavité 102 d'un mandrin flexible 100. En se reportant momentanément à la figure 10, dans un mode de réalisation, le mandrin flexible 100 a une longueur suffisante pour recevoir la longueur de l'agencement de matériau composite 50. Les deux extrémités 103 du mandrin flexible s'amincissent à partir d'une première surface ou surface d'embase 104 jusqu'à une seconde surface ou surface de recouvrement 106. Dans un mode de réalisation, le mandrin flexible 100 est formé d'une matière élastomère, telle qu'une silicone, et a une dureté au duromètre Shore A d'environ 50 à environ 70. Une telle matière élastomère adaptée est la GT 1364 RTV Silicone

fabriquée par GT Products, Inc. Of Grapevine, Texas. D'autres matières élastomères adaptées connues de l'homme du métier pour former des moules peuvent également être utilisées. Le mandrin flexible 100 peut être plié, fléchi et/ou manipulé pour permettre un accès à la cavité 102 même jusqu'à des zones du mandrin flexible 100 qui ont d'importantes régions de fermeture de moule, par exemple des contre-dépouilles dans le moule qui peuvent faire obstacle à un retrait partiel de la cavité du moule.

5 [0037] En retournant à la figure 9, dans un mode de réalisation donné en exemple, la cavité 102 est définie par projection d'une ouverture à section transversale variable en forme de T 108 longitudinalement à travers le mandrin flexible 100 le long de la longueur de la cavité 102. 10 L'ouverture à section transversale variable en forme de T 108 a une partie de cavité de recouvrement 110 et une partie de cavité d'âme 112 qui s'étend entre la partie de cavité de recouvrement 110 et une surface extérieure 114 du mandrin flexible 100. Telle que représentée, la partie 15 de cavité de recouvrement 110 représente une contre-dépouille ou une région de fermeture de moule dans le mandrin flexible 100. 20

[0038] Dans un mode de réalisation donné en exemple, l'agencement de matériau composite 50 est positionné dans le mandrin flexible 100 en pliant et en manipulant des portions du mandrin pour exposer progressivement des portions de la partie de cavité de recouvrement 110. La partie de recouvrement préformée 99 est alors progressivement transférée dans les portions exposées de la partie de cavité de recouvrement 110. Lorsque les portions exposées de la partie de cavité de recouvrement 110 sont remplies de la partie de recouvrement préformée 99 de l'agencement de matériau composite 50, des portions pliées du mandrin flexible 100 peuvent se détendre et retourner à leur position d'origine, en capturant une partie d'âme 120 des 25 30 35

longueurs 96 et 98 des plis de l'agencement de matériau composite 50 dans la partie de cavité d'âme 112. Depuis la partie de cavité d'âme 112 jusqu'à l'extérieur du mandrin flexible 100 s'étend une première partie la plus à l'extérieur ou partie d'embase 116 de longueur 96 et une seconde partie la plus à l'extérieur ou partie d'embase 118 de longueur 98. Dans un mode de réalisation donné en exemple, les parties d'embase 116 et 118 de longueurs 96 et 98, respectivement, sont repliées le long de côtés adjacents 122 de surfaces extérieures 114 du mandrin flexible 100 pour former une partie d'embase préformée 124, par exemple la partie d'embase 24 de la figure 1, de l'agencement de matériau composite. En tant que tel, l'agencement de matériau composite 50 a une section transversale variable "en forme I" 126 formée par la partie de recouvrement préformée 99, la partie d'âme 120 et la partie d'embase préformée 124 pour définir une lisse préformée en matériau composite 128, telle que la lisse composite renforcée de fibres 12 de la figure 1.

[0039] Comme représenté sur la figure 11, une fois que l'agencement de matériau composite 50 est positionné dans le mandrin flexible, dans un mode de réalisation, un insert de coin d'âme, tel que l'insert de coin d'âme 39 des figures 4C à 4E, est agencé dans les parties d'extrémité 18 de la lisse préformée en matériau composite 128 résultante. L'insert de coin d'âme 39 permet une transition continue et renforcée de la partie de recouvrement préformée 99 à partir du centre de la lisse jusqu'aux parties d'extrémité 18 de la structure de revêtement 14.

[0040] Ensuite, en retournant à la figure 9, dans un mode de réalisation donné en exemple, une charge radiale 130 est disposée dans un espace longitudinal 132 formé à la jonction de la partie d'âme 120 et de la partie d'embase préformée 124 et entre la première partie d'embase 116 de longueur 96 et la seconde partie d'embase 118 de longueur

98. Dans un mode de réalisation, la charge radiale 130 est constituée d'une matière polymère durcissable qui peut être renforcée par des fibres et/ou des charges ou, en variante, peut n'inclure aucun matériau de renfort. A l'état non durci, la charge radiale 130 peut être configurée sous la forme d'un corps allongé souple ou d'une tige souple. La charge radiale 130 minimise ou empêche des défauts qui pourraient sinon se former par la suite le long de l'interface entre la structure de revêtement 14 et la lisse préformée en matériau composite 128 de la présence de l'espace longitudinal 132. Avant ou après le placement de la charge radiale 130, le mandrin flexible, avec l'agencement de matériau composite 50, est placé à l'intérieur d'une structure de support non flexible 101. La structure de support non flexible 101 est formée d'un quelconque matériau rigide, non flexible tel que, par exemple, du bois, qui empêche le mandrin flexible 100 de fléchir, de plier ou de se tordre pendant l'application de chaleur et de pression, tel qu'expliqué plus en détail ci-dessous.

[0041] En se reportant à la figure 12, la lisse préformée en matériau composite 128, en association avec le mandrin flexible 100, est positionnée sur la structure de revêtement 14 de telle sorte que la partie d'embase préformée 124 est au voisinage de la structure de revêtement 14.

Dans un mode de réalisation donné en exemple, la structure de revêtement 14 comporte un matériau renforcé de fibres non durci, tel que, par exemple, un agencement de plis de matériau composite qui sont imprégnés de résine. Bien que le présent mode de réalisation décrive la structure de revêtement 14 comme comportant un matériau renforcé de fibres non durci, il doit être entendu que dans des variantes de mode de réalisation, la structure de revêtement 14 peut comporter un matériau renforcé de fibres durci. Tel que représenté, un agencement de sac sous vide 134 est disposé au-dessus de la structure de revêtement 14 et le

mandrin flexible 100 avec la lisse préformée en matériau composite 128 enserrée entre la structure de revêtement 14 et le mandrin flexible 100. Dans un mode de réalisation, un support 136 est positionné sous la structure de revêtement 14. De la chaleur et une pression sont appliquées pour durcir conjointement la lisse préformée en matériau composite 128 et la structure de revêtement 14. Des procédés et conditions bien connus pour appliquer de la chaleur et une pression aux matériaux renforcés de fibres non durcis, tels que l'utilisation d'un autoclave en combinaison avec l'agencement de sac sous vide 134, peuvent être utilisés pour durcir conjointement la lisse préformée en matériau composite 128 et la structure de revêtement 14. Les inventeurs ont découvert que le mandrin flexible 100 fléchit sous pression pour s'adapter à la surface extérieure de la structure de revêtement 14, alors que la structure de support non flexible 101 empêche le mandrin flexible de flamber ou de se tordre en s'écartant de la structure de revêtement 14, en amenant la partie d'embase préformée 124 de la lisse préformée en matériau composite 128, qui est enserrée entre le mandrin flexible 100 et la structure de revêtement, à suivre en continu les contours et tous les éventuels petits gradins ou ruptures de pente de la surface extérieure de la structure de revêtement. En tant que tel, des zones sous-comprimées ou surcomprimées le long de l'interface entre la structure de revêtement 14 et la lisse 128 sont réduites, minimisées ou éliminées. La structure de support non flexible 101 est ensuite retirée du mandrin flexible 100. Le mandrin flexible 100 est à son tour retiré de la lisse préformée en matériau composite 128 en pliant et en manipulant des portions du mandrin flexible 100 pour libérer progressivement la partie de recouvrement préformée 99 de la lisse préformée en matériau composite 128 de la partie de cavité de recouvrement 110.

- [0042] Dans un mode de réalisation facultatif, représenté sur la figure 13, un film adhésif 140 est agencé entre l'insert de recouvrement pré-durci 56 et les plis de matériau composite 52 et 54 avant de plier les plis au-dessus de l'insert de recouvrement pré-durci et/ou entre la structure de revêtement 14 et les parties d'embase 116 et 118 avant de durcir conjointement la lisse préformée en matériau composite 128 et la structure de revêtement 14. Le film adhésif peut comporter une résine polymère durcissable et aide à améliorer la force d'adhérence.
- [0043] Comme on le notera, en utilisant le dispositif de formation de recouvrement 60, le mandrin flexible 100 et la structure de support non flexible 101, la formation de structures composites renforcées pour des avions peut être automatisée de telle sorte qu'elles sont formées rapidement et efficacement par rapport aux procédés manuels. De plus, un tel outillage facilite la fabrication des lisses sans défauts et non-conformités typiques des procédés manuels. Le dispositif de formation de recouvrement 60, le mandrin flexible 100 et la structure de support non flexible 101 peuvent être utilisés dans un système de lot ou peuvent être incorporés dans un système de convoyeur et/ou d'assemblage dans lequel les structures composites renforcées sont formées de manière continue.
- [0044] Bien qu'au moins un mode de réalisation donné en exemple ait été présenté dans la description détaillée qui précède, il faut noter qu'il existe un très grand nombre de variantes. Il faut également noter que le mode de réalisation donné en exemple ou que les modes de réalisation donnés en exemple ne sont que des exemples, et ne sont pas destinés à limiter la portée, l'applicabilité ou la configuration de l'invention d'une quelconque manière. Au lieu de cela, la description détaillée qui précède fournira à l'homme du métier une feuille de route pratique pour mettre en œuvre un mode de réalisation donné en exemple de

l'invention. Il est sous-entendu que différentes modifications peuvent être apportées dans la fonction et l'agencement des éléments décrits dans un mode de réalisation donné en exemple sans sortir de la portée de l'invention
5 telle qu'exposée dans les revendications annexées.

REVENDICATIONS

1. Procédé de fabrication d'une structure composite renforcée (10) destinée à un avion, caractérisé en ce qu'il comporte les étapes consistant à :

5 faire avancer un agencement de matériau composite (50) à travers un dispositif de formation de recouvrement (60), l'avancée ayant pour résultat une partie de recouvrement préformée (22 ; 99), une première longueur (96) de l'agencement de matériau composite (50) et une seconde longueur
10 (98) de l'agencement de matériau composite (50), retirer l'agencement de matériau composite (50) du dispositif de formation de recouvrement (60), agencer la partie de recouvrement préformée (22 ; 99) de l'agencement de matériau composite (50) à l'intérieur
15 d'une cavité (102) d'un mandrin flexible (100) avec une partie d'embase (116) de la première longueur (96) et une partie d'embase (118) de la seconde longueur (98) restant à l'extérieur de la cavité (102) du mandrin flexible (100), mettre en contact la partie d'embase (116) de la première
20 longueur (96) et la partie d'embase (118) de la seconde longueur (98) avec une structure de revêtement (14), et chauffer et mettre sous pression l'agencement de matériau composite (50) en utilisant le mandrin flexible (100) pour durcir l'agencement de matériau composite (50) et former
25 la structure composite renforcée (10) fixée à la structure de revêtement (14).

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte en outre la formation de l'agencement de matériau composite (50) en disposant un premier pli de
30 matériau composite (52) recouvrant un second pli de matériau composite (54) de telle sorte que le premier pli de matériau composite (52) est décalé par rapport au second pli de matériau composite (54), la formation de l'agencement de matériau composite (50) étant réalisée avant
35 l'avancée.

3. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte en outre la formation de l'agencement de matériau composite (50) en disposant un premier pli de matériau composite (52) recouvrant un second pli de matériau composite (54), le premier pli de matériau composite (52) et le second pli de matériau composite (54) ayant des extrémités amincies, la formation de l'agencement de matériau composite (50) étant réalisée avant l'avancée.
4. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte en outre la formation de l'agencement de matériau composite (50) en disposant un premier pli de matériau composite (52) recouvrant un second pli de matériau composite (54) et en positionnant un insert de recouvrement pré-durci (28) sur le premier pli de matériau composite (52).
5. Procédé selon la revendication 4, caractérisé en ce que le positionnement de l'insert de recouvrement pré-durci (28) comporte le positionnement de l'insert de recouvrement pré-durci (28) comportant un matériau renforcé de fibres de carbone unidirectionnelles.
6. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'agencement comporte l'agencement de la partie de recouvrement préformée (22 ; 99) de l'agencement de matériau composite (50) à l'intérieur d'une partie de cavité de recouvrement (110) du mandrin flexible (100) et l'agencement d'une partie d'âme (26 ; 120) de la première longueur (96) et d'une partie d'âme (26 ; 120) de la seconde longueur (98) de l'agencement de matériau composite (50) dans une partie de cavité d'âme (112) du mandrin flexible (100).
7. Procédé selon la revendication 1, caractérisé par le placement, avant la mise en contact, du mandrin flexible (100), avec l'agencement de matériau composite (50), dans une structure de support non flexible (101).

8. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'agencement de matériau composite (50) comporte un premier pli de matériau composite (52), un second pli de matériau composite (54) recouvrant le premier pli de matériau composite (52), et un insert de recouvrement pré-durci (28) centré sur le premier pli de matériau composite (52) et le second pli de matériau composite (54), et l'avancée comportant l'avancée de l'agencement de matériau composite (50) à travers le dispositif de formation de recouvrement (60) de telle sorte que le dispositif de formation de recouvrement (60) amène le premier pli de matériau composite (52) et le second pli de matériau composite (54) à envelopper l'insert de recouvrement pré-durci (28) et à entrer en contact l'un avec l'autre sur une zone de contact (94).
9. Procédé selon la revendication 8, caractérisé en ce qu'il comporte en outre l'application de chaleur sur la zone de contact (94).
10. Procédé selon la revendication 8, caractérisé en ce qu'il comporte en outre l'application d'un film adhésif (140) entre l'insert de recouvrement pré-durci (28) et le second pli de matériau composite (54).
11. Procédé selon la revendication 8, caractérisé en ce que le dispositif de formation de recouvrement (60) comporte une roue verticale (88) et l'avancée de l'agencement de matériau composite (50) à travers le dispositif de formation de recouvrement (60) comporte la poussée de la roue verticale (88) contre l'insert de recouvrement pré-durci (28) lorsque que des longueurs de l'agencement de matériau composite (50) sont tirées pour s'éloigner de l'insert de recouvrement pré-durci (28).
12. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comporte en outre, avant la mise en contact de la partie d'embase (116) de la première longueur (96) et de la partie d'embase (118) de la seconde longueur (98) avec

la structure de revêtement (14), l'insertion d'un insert de coin d'âme (39) à des extrémités de l'agencement de matériau composite (50).

13. Procédé de fabrication d'une lisse en I (12) pour un avion, caractérisé en ce que le procédé comporte les étapes consistant à :

faire chevaucher des plis (52, 54) de matériau composite de manière décalée,

positionner un insert de recouvrement pré-durci (28) recouvrant les plis de matériau composite,

agencer les plis (52, 54) de matériau composite et l'insert de recouvrement pré-durci (28) dans un dispositif de formation de recouvrement (60) ayant un premier espace linéaire pour recevoir les plis de matériau composite et

l'insert de recouvrement pré-durci (28) et un second espace linéaire pour recevoir une première longueur (96) et une seconde longueur (98) des plis de matériau composite (52, 54) et amener la première longueur (96) et la seconde longueur (98) à entrer en contact l'une avec l'autre sur une zone de contact (94) tout en faisant avancer les plis du matériau composite et l'insert de recouvrement pré-durci (28) à travers le dispositif de formation de recouvrement (60),

appliquer de la chaleur à la zone de contact (94) pour amener la première longueur (96) et la seconde longueur (98) sur la zone de contact (94) à adhérer l'une à l'autre le long d'une longueur des plis de matériau composite (52, 54),

agencer les plis de matériau composite et l'insert de recouvrement pré-durci (28) dans une cavité (102) d'un mandrin flexible (100) pour former une partie d'âme (26 ; 120) et une partie d'embase (116) de la première longueur (96) et une partie d'embase (118) de la seconde longueur (98) qui restent à l'extérieur du mandrin flexible (100),

- mettre en contact la partie d'embase (116) de la première longueur (96) et la partie d'embase (118) de la seconde longueur (98) avec une structure de revêtement (14), appliquer de la chaleur et une pression aux plis de matériau composite pour former la lisse en I (12), et
- 5 retirer le mandrin flexible (100) de la lisse en I (12).
14. Procédé selon la revendication 13, caractérisé en ce que le chevauchement comporte le chevauchement d'un premier pli de matériau composite (52) et d'un second pli de
- 10 matériau composite (54) de sorte que le premier pli de matériau composite (52) est décalé de 6,35 mm (1/4 pouce) ou de 12,7 mm (1/2 pouce) par rapport au second pli de matériau composite (54).
15. Procédé selon la revendication 13, caractérisé en ce
- 15 que l'étape consistant à amener la première longueur (96) et la seconde longueur (98) à venir en contact l'une avec l'autre sur la zone de contact (94) comporte l'avancée de la première longueur (96) et de la seconde longueur (98) entre deux roues de pincement (92) qui amènent la première
- 20 longueur (96) et la seconde longueur (98) à entrer physiquement en contact l'une avec l'autre au niveau de la zone de contact (94).
16. Procédé selon la revendication 15, caractérisé en ce que l'avancée de la première longueur (96) et de la seconde
- 25 longueur (98) entre les deux roues de pincement (92) comporte l'avancée de la première longueur (96) et de la seconde longueur (98) entre les deux roues de pincement (92) qui poussent la première longueur (96) et la seconde longueur (98) à venir physiquement en contact l'une avec
- 30 l'autre au niveau de la zone de contact (94) qui a une largeur (95) d'environ 6,35 mm (1/4 pouce).
17. Procédé selon la revendication 13, caractérisé en ce que l'agencement des plis de matériau composite (52, 54)

et de l'insert de recouvrement pré-durci (28) dans le dispositif de formation de recouvrement (60) comporte la formation d'une partie de recouvrement préformée (22 ; 99).

5 18. Procédé selon la revendication 13, caractérisé en ce qu'il comporte en outre, avant la mise en contact, le positionnement du mandrin flexible (100), avec les plis de matériau composite (52, 54) et l'insert de recouvrement pré-durci (28), à l'intérieur d'une structure de support non flexible (101).

10 19. Procédé selon la revendication 13, caractérisé en ce que l'agencement des plis de matériau composite (52, 54) et de l'insert de recouvrement pré-durci (28) dans le dispositif de formation de recouvrement (60) comporte la poussée d'une roue verticale (88) contre l'insert de recouvrement pré-durci (28) tout en tirant la première longueur (96) et la seconde longueur (98) en les éloignant de l'insert de recouvrement pré-durci (28).

15 20. Dispositif (60) destiné à former une partie de recouvrement (22) d'une lisse en I (12) d'un avion, caractérisé ce que le dispositif (60) comporte :

une base (62),

un premier élément de support (64) solidement fixé à la base (62),

25 un second élément de support (66) solidement fixé à la base (62) et aligné longitudinalement avec le premier élément de support (64), le premier élément de support (64) et le second élément de support (66) étant espacés d'une première distance,

30 une roue verticale (88) configurée pour rouler le long de la base (62),

deux roues de pincement (92) espacées d'une deuxième distance, les deux roues de pincement (92) étant positionnées à proximité des extrémités (74) du premier élément de support (64) et du second élément de support (66),

- un premier élément diagonal (68) supporté par le premier élément de support (64),
un second élément diagonal (70) supporté par le second élément de support (66), le premier élément diagonal (68) formant un angle avec le second élément diagonal (70) et
5 chacun ayant des extrémités qui sont espacées d'une troisième distance, un centre de la première distance étant co-linéaire avec un centre de la deuxième distance.

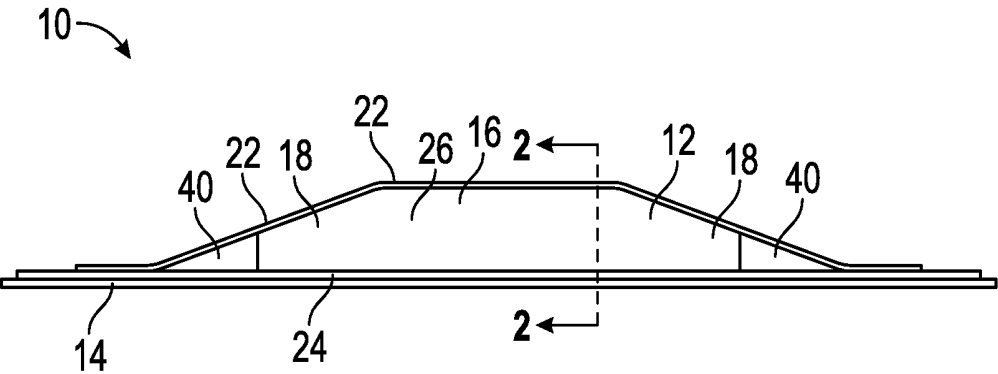


FIG. 1

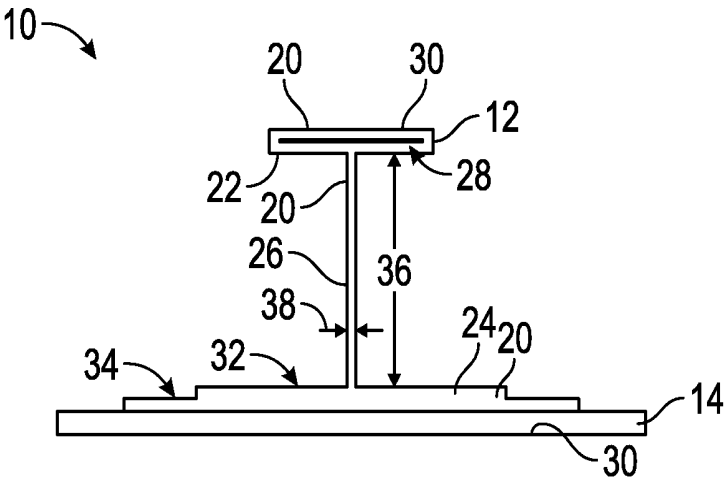


FIG. 2

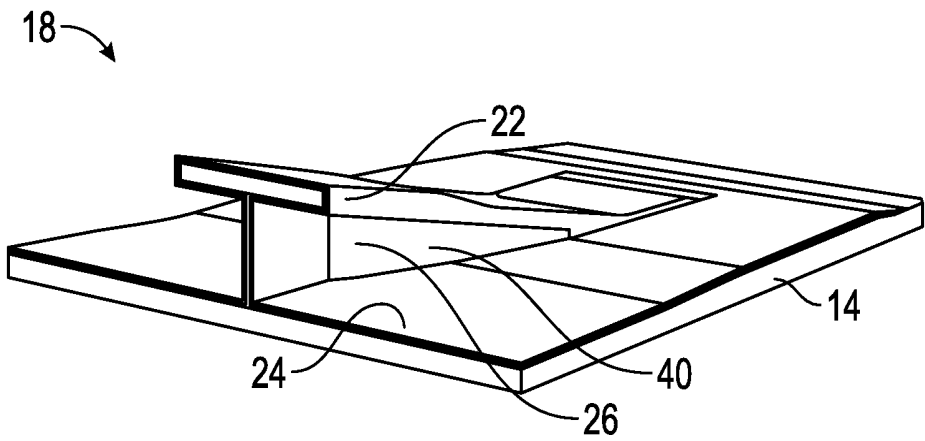


FIG. 3

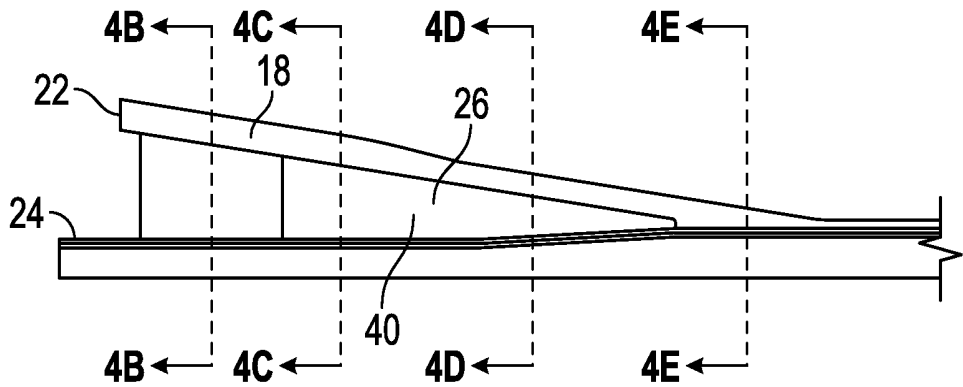


FIG. 4A

3/6

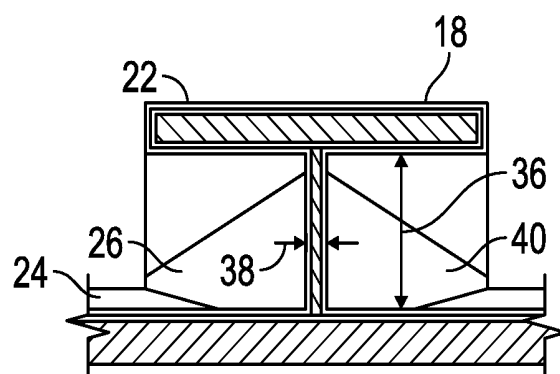


FIG. 4B

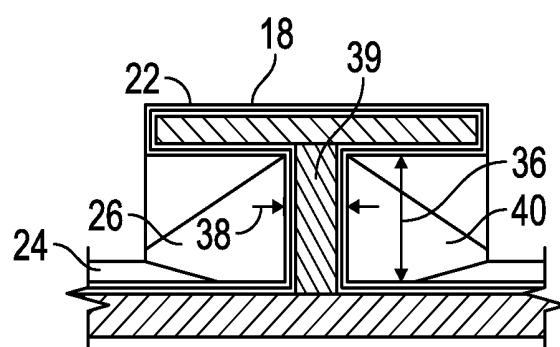


FIG. 4C

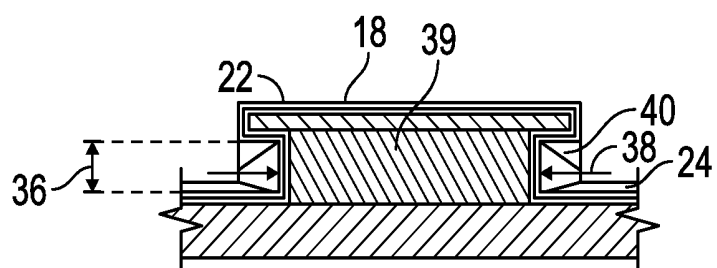


FIG. 4D

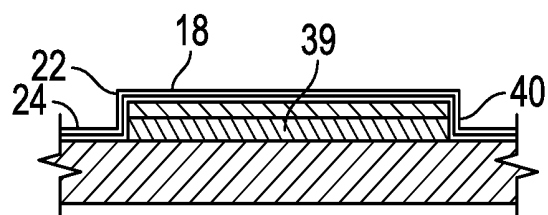


FIG. 4E

4/6

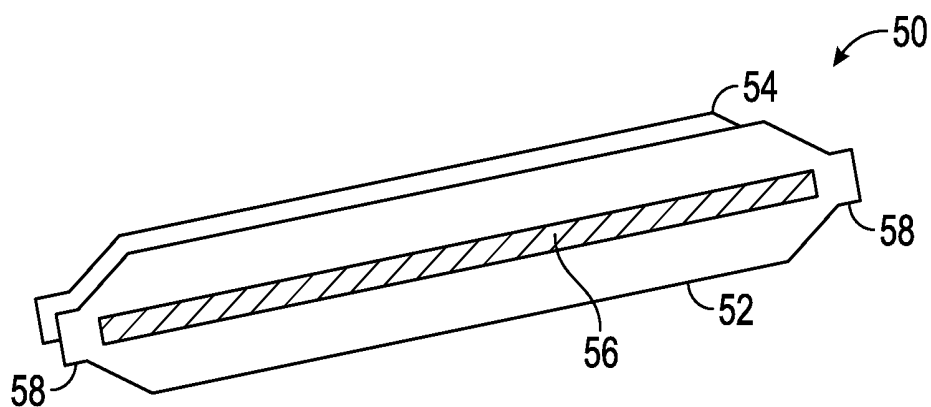


FIG. 5

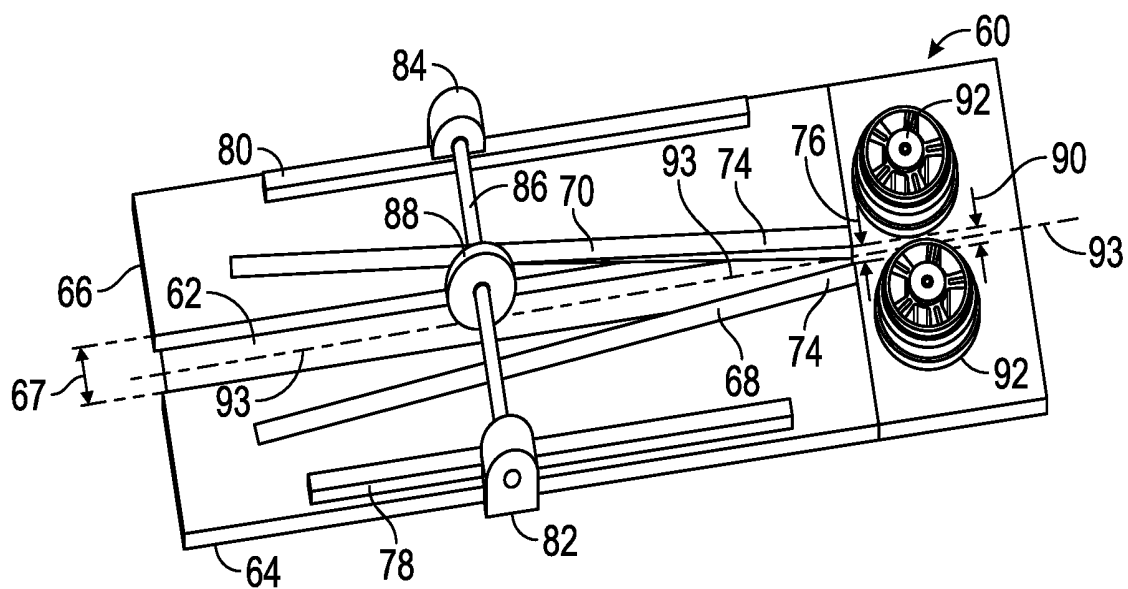


FIG. 6

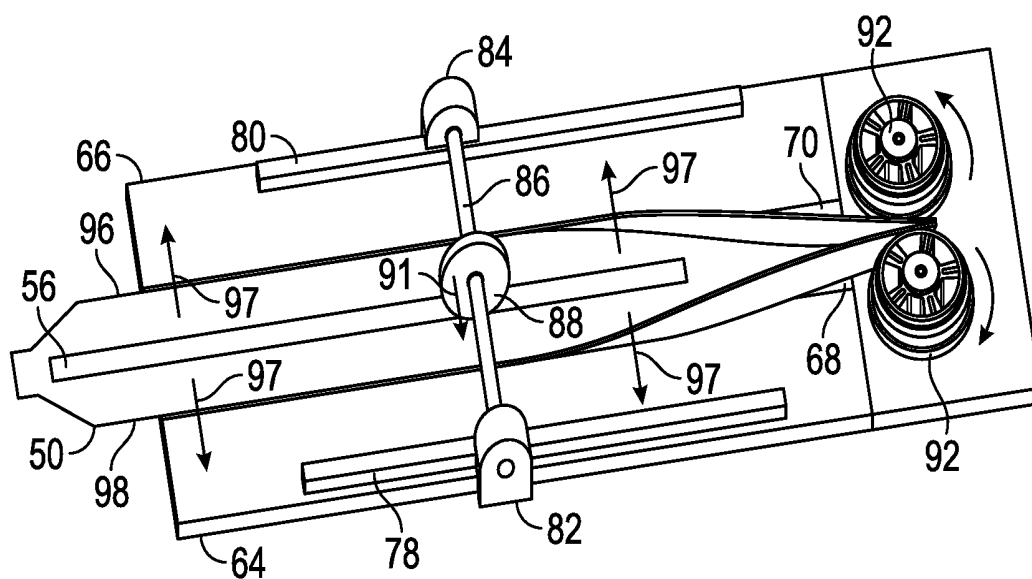


FIG. 7

5/6

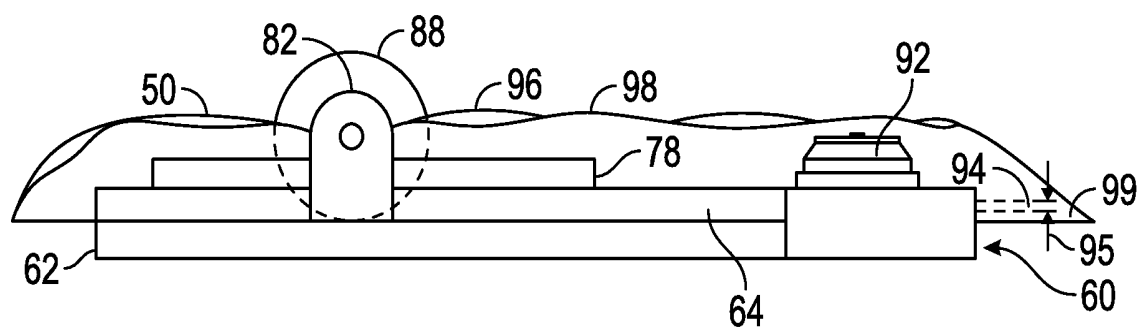


FIG. 8

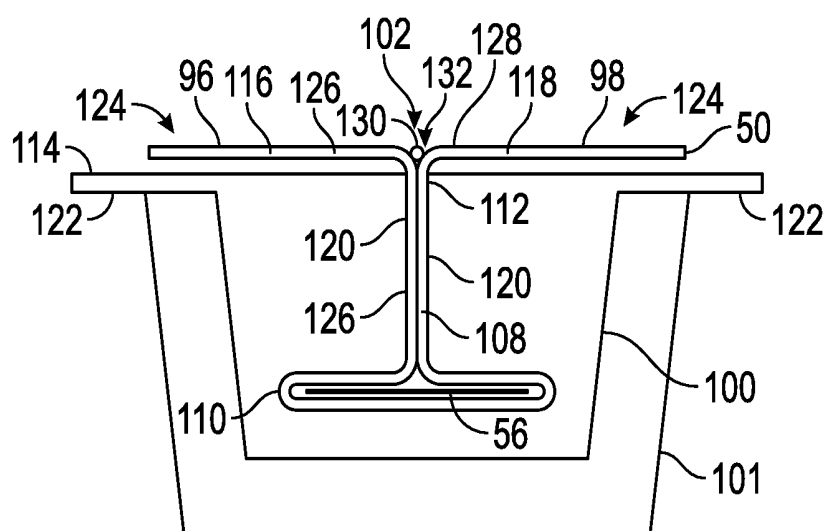


FIG. 9

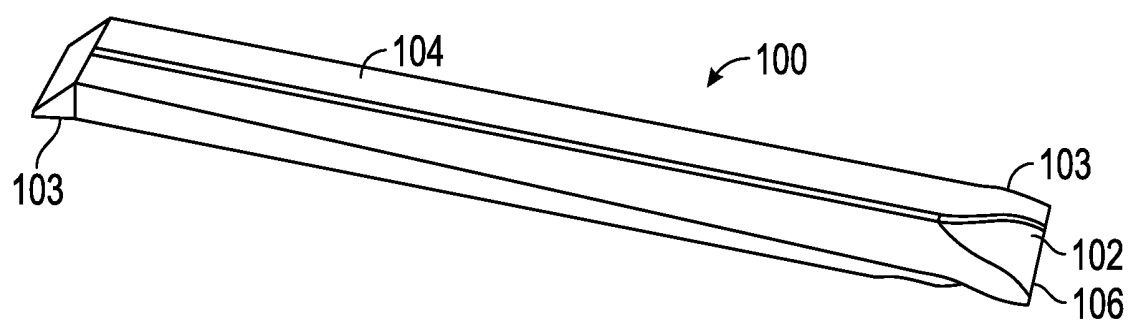


FIG. 10

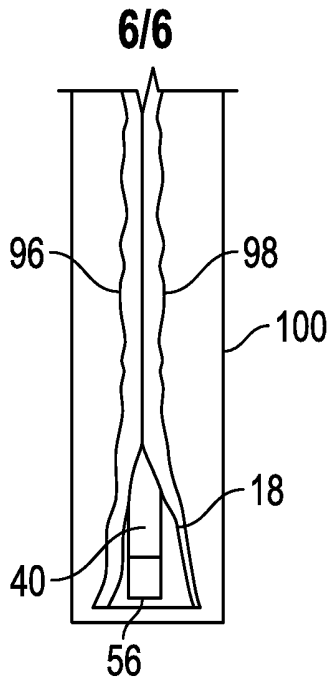


FIG. 11

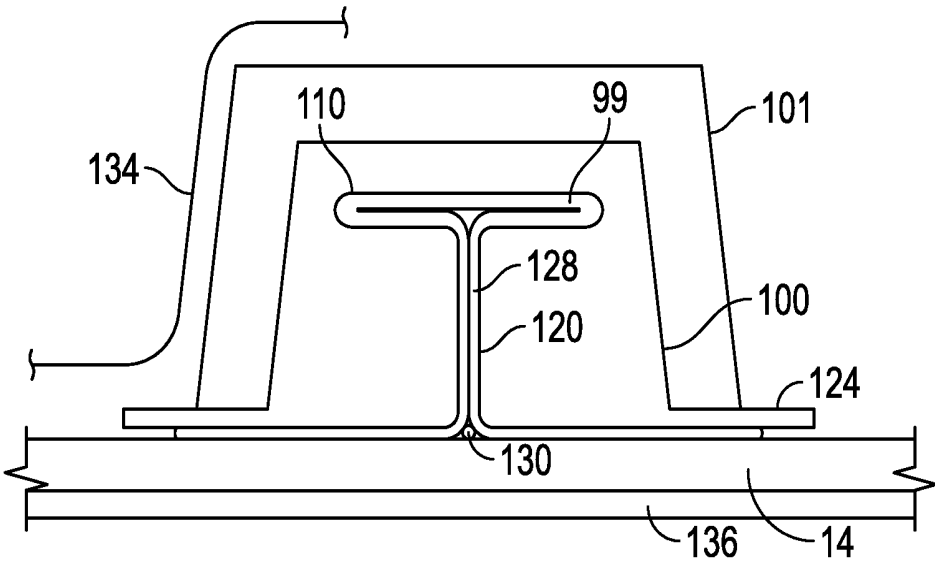


FIG. 12

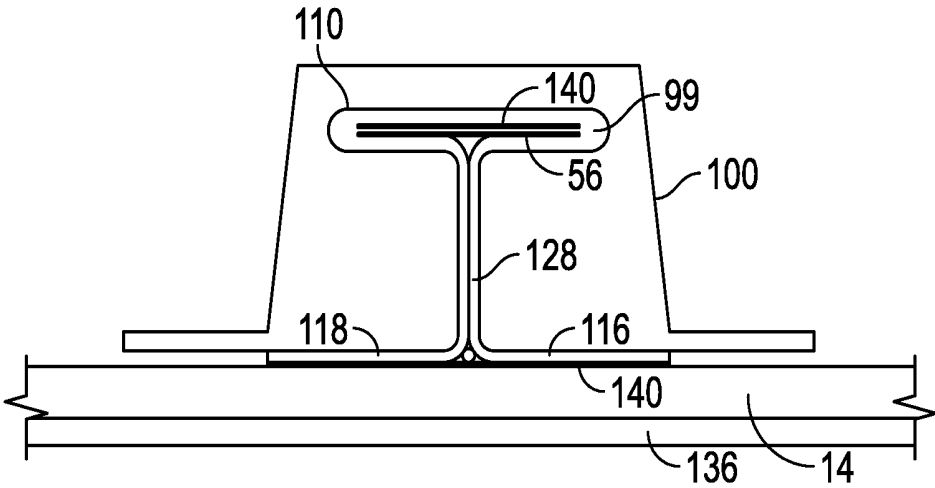


FIG. 13