

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第6494186号
(P6494186)

(45) 発行日 平成31年4月3日(2019.4.3)

(24) 登録日 平成31年3月15日(2019.3.15)

(51) Int.Cl.
B64C 3/18 (2006.01)

F I
B 6 4 C 3/18

請求項の数 15 外国語出願 (全 19 頁)

(21) 出願番号	特願2014-125201 (P2014-125201)	(73) 特許権者	500520743
(22) 出願日	平成26年6月18日 (2014. 6. 18)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公開番号	特開2015-227151 (P2015-227151A)		The Boeing Company
(43) 公開日	平成27年12月17日 (2015. 12. 17)		アメリカ合衆国、60606-2016
審査請求日	平成29年6月19日 (2017. 6. 19)		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(31) 優先権主張番号	13/923, 841	(74) 代理人	100109726
(32) 優先日	平成25年6月21日 (2013. 6. 21)		弁理士 園田 吉隆
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100101199
			弁理士 小林 義敦

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 中心面が固定されたシアタイを有する対称翼リブ

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

第一の側面（1108）とウェブ中心面（608）に対して第一の側面（1108）の反対側の第二の側面（1110）とを含む対称リブ構造（400/600）であって、前記対称リブ構造（400/600）が前記ウェブ中心面（608）に関して前記第一の側面（1108）と前記第二の側面（1110）との間で対称であり、

複数のウェブ補強材（614）を備える構造ウェブ（408）であって、前記ウェブ中心面（608）に平行であり、前記ウェブ中心面（608）に関して対称である構造ウェブ（408）；

前記対称リブ構造の周囲（728）に構成されたフランジ（714）；

前記フランジに構成された締め具孔（706）であって、締め具孔（706）の中心線（718）が前記ウェブ中心面（608）と揃えられている、締め具孔（706）；及び

前記構造ウェブ（408）に構成された切り欠き（620）の対向する側面で前記フランジ（714）に結合された二つの支柱（724、726）であって、前記切り欠き（620）が前記フランジ（714）に垂直な方向で前記締め具孔（706）に隣接する、二つの支柱（724、726）

を備える、対称リブ構造（400/600）。

【請求項 2】

前記構造ウェブ（408）は、締め具孔（706）を分離するように構成される、請求項 1 に記載の対称リブ構造（400/600）。

【請求項 3】

前記構造ウェブ(408)の前記ウェブ中心面(608)と位置合わせされた締め具(604)をさらに備える、請求項1又は2に記載の対称リブ構造(400/600)。

【請求項 4】

前記切り欠き(620)は、締め具(604)及び前記締め具(604)を固定するためのツーリングコンポーネント(712)を受け入れるようにサイズ決定された体積を画定し、前記切り欠き(620)は、前記二つの支柱(724、726)に沿って隙間(710)を備える、請求項1から3のいずれか一項に記載の対称リブ構造(400/600)。

【請求項 5】

前記締め具孔(706)及び前記切り欠き(620)の内装面(730)は、締めばめスリーブ補修(802)により覆われる、請求項1から4のいずれか一項に記載の対称リブ構造(400/600)。

【請求項 6】

一列の締め具(604)が、前記構造ウェブ(408)の前記ウェブ中心面(608)に取り付けられ、前記対称リブ構造(400/600)の幅を狭めることができる、請求項1から5のいずれか一項に記載の対称リブ構造(400/600)。

【請求項 7】

前記対称リブ構造は、航空機の翼に取り付けられる、請求項1から6のいずれか一項に記載の対称リブ構造(400/600)。

【請求項 8】

前記切り欠き(620)は、シアタイ切り欠き(620)を備え、前記フランジ(714)は、ストックのサイズを縮小できる一つの締め具(604)を有するシアタイ足部(610)を備える、請求項1から7のいずれか一項に記載の対称リブ構造(400/600)。

【請求項 9】

第一の側面(1108)とウェブ中心面(608)に対して第一の側面(1108)の反対側の第二の側面(1110)とを含む対称リブ構造(400/600)であって、前記ウェブ中心面(608)に関して前記第一の側面(1108)と前記第二の側面(1110)との間で対称である、対称リブ構造(400/600)を構成するための方法であって：

複数のウェブ補強材(614)を備える構造ウェブ(408)であって、前記ウェブ中心面(608)に平行であり、前記ウェブ中心面に関して対称である構造ウェブ(408)を構成すること；

前記対称リブ構造(400/600)の周囲(728)にフランジ(714)を構成すること；

前記フランジ(714)に中心線(718)が前記ウェブ中心面(608)と揃えられている締め具孔(706)を構成すること；及び

前記構造ウェブ(408)に構成された切り欠き(620)の対向する側面で前記フランジ(714)に結合された二つの支柱(724、726)であって、前記切り欠き(620)が前記フランジ(714)に垂直な方向で前記締め具孔(706)に隣接する、二つの支柱(724、726)を構成すること

を含む、方法。

【請求項 10】

締め具(604)及び前記締め具(604)を固定するためのツーリングコンポーネント(712)を受け入れるためにサイズ決定された体積を画定するように前記切り欠き(620)を構成することをさらに含む、請求項9に記載の方法。

【請求項 11】

前記二つの支柱(724、726)に沿って隙間(710)を備えるように前記切り欠き(620)を構成することをさらに備える、請求項9又は10に記載の方法。

10

20

30

40

50

【請求項 1 2】

前記切り欠き（620）の内装面（730）及び前記締め具孔（706）を、締めばめスリーブ補修（802）により覆うことをさらに含む、請求項 9 から 11 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 1 3】

一列の締め具（604）を前記対称リブ構造（400 / 600）の前記構造ウェブ（408）の前記ウェブ中心面（608）に取り付け、前記対称リブ構造（400 / 600）の幅を狭められることをさらに含む、請求項 9 から 12 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 1 4】

前記対称リブ構造（400 / 600）を航空機の翼に取り付けることをさらに含む、請求項 9 から 13 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 1 5】

ストックのサイズを縮小できる一つの締め具（604）を前記フランジ（714）に備えるシアタイ切り欠き（620）を備えるように、前記切り欠き（620）を構成することをさらに含む、請求項 9 から 14 のいずれか一項に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明の構成は、概して航空機の構造に関する。より具体的には、本発明の構成は、航空機の翼リブに関する。

【背景技術】

【0002】

翼リブは、通常、アルミ板ストックから機械加工され、翼トルクボックスを構築するために使用される航空機の単一部品である。民間航空機は、数百又はそれ以上ものリブを含むことがある。すべてのリブを大量生産される翼に取り付けるために、多くの締め具が、通常必要とされる。この作業は、航空機アセンブリのクリティカルパスにある。締め具は、翼において最もコストがかかるアイテムでありうる。これらの締め具は、通常、非対称リブの周囲で「シアタイ足部（shear tie feet / foot）」を通して単列又は複列に取り付けられる。これらの観点及び他の観点から、ここに本発明が開示される。

【発明の概要】

【課題を解決するための手段】

【0003】

対称リブ構造及び方法が提示される。構造ウェブは、ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備え、前記ウェブ中心面に関して対称である。フランジ又はシアタイ足部は、前記対称リブ構造の周囲に構成される。締め具孔は、前記フランジに構成され、前記ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を備える。前記構造ウェブの切り欠き（cutout）は、前記締め具孔周辺に構成され、二つの支柱は、前記切り欠きの対向側面で前記フランジに結合される。

【0004】

この方法では、対称翼リブ構造の対称形状により、単列の大きな締め具は、前記翼リブ構造の対称の面で前記対称翼リブ構造の前記周囲に取り付けることができる。前記対称翼リブ構造は、飛行中の荷重経路の効率を改善し、その結果、前記対称翼リブ構造の取付けに必要な締め具の数を減らし、前記対称翼リブ構造及び前記航空機全体の重量を減らす。ゆえに、締め具をわずかしかなければならないことで、航空機の翼構築のコストを削減する。また、より効率的な荷重経路は、同一の空力荷重に反応するために、金属または複合材料をわずかしかなければならないことで、翼の重量を減らす。

【0005】

一つの構成において、対称リブ構造は、構造ウェブ、フランジ、締め具孔、切り欠き、及び二つの支柱を備える。前記構造ウェブは、ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備

10

20

30

40

50

え、前記ウェブ中心面に関して対称である。前記フランジは、前記対称リブ構造の周囲に構成される。前記締め具孔は、前記フランジに構成され、前記ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を備える。前記切り欠きは、前記締め具孔周辺の前記構造ウェブに構成される。前記二つの支柱は、前記切り欠きの対向側面で前記フランジに結合される。

【 0 0 0 6 】

別の構成では、対称リブ構造を構成するための方法は、ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備え、前記ウェブ中心面に関して対称である構造ウェブを構成する。前記方法は、前記対称リブ構造の周囲に構成されるフランジをさらに構成し、前記フランジに構成され、前記ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を備える締め具孔を構成する。前記方法は、切り欠きを、前記締め具孔周辺の前記構造ウェブにさらに構成し、前記切り欠きの対向側面で前記フランジに結合される二つの支柱を構成する。

【 0 0 0 7 】

さらなる構成において、対称リブ構造の片側固定のための方法は、アセンブリの場所に対称リブ構造を位置決めする。前記対称リブ構造は、ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備え、前記ウェブ中心面に関して対称である構造ウェブ、及び前記対称リブ構造の周囲に構成されたフランジを備える。前記対称リブ構造は、前記ウェブ中心面に対する前記対称リブ構造の第一の側面、又は前記ウェブ中心面に対する前記第一の側面に対向する前記対称リブ構造の第二の側面を備える、アセンブリ側面をさらに備える。前記対称リブ構造は、前記フランジに構成され、前記ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を備える複数の締め具孔の中の一つの締め具孔をさらに備える。切り欠きは、前記締め具孔周辺の前記構造ウェブに構成され、二つの支柱は、前記切り欠きの対向側面で前記フランジに結合される。前記方法は、複数の締め具の中の一つの締め具を、前記アセンブリ側面のみからの構造ウェブの前記切り欠きにさらに挿入し、前記締め具を前記アセンブリ側面のみから前記締め具孔に位置決めする。前記方法は、締め具ツールを、前記アセンブリ側面のみから前記対称リブ構造にさらに挿入し、前記締め具ツールを前記締め具に結合する。前記方法は、前記締め具を一又は複数の目標物に結合するために、前記締め具ツールを、前記アセンブリ側面のみからさらに操作する。

【 0 0 0 8 】

この発明の概要は、以下の詳細な説明でさらに述べられる簡略化した形式で概念の選択を紹介するために提供される。この発明の概要は、特許請求される主題の重要な機構又は基本となる機構を特定することを意図したものでも、特許請求される主題の範囲を決定するために援用されることを意図したものでもない。

【 0 0 0 9 】

本発明の実施形態は、下記の図面と合わせて詳細な説明及び請求の範囲を参照することによってさらに完全に理解できる。図面における類似の参照番号は、図面全体を通して類似の要素を指す。図面は、本発明の広がり、範囲、縮尺、又は実用性を限定することなく、本発明の理解を促すために提供される。図面は、必ずしも縮尺通りではない。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 0 】

【図 1】例示的な航空機の製造及び保守方法を示すフロー図である。

【図 2】航空機の例示的なブロック図である。

【図 3】非対称翼リブの図である。

【図 4】本発明の構成による対称翼リブの図である。

【図 5】必要とされる例示的な数の締め具を示す、既存の非対称翼リブの図である。

【図 6】図 5 の非対称翼に必要とされる締め具の数と比較して、必要とされる締め具が少ないことを示す、本発明の構成による、対称翼リブの図である。

【図 6 A】本発明の構成による、対称翼リブ構造の一部分の拡大表示の図である。

【図 7】本発明の構成による、航空機の翼に取り付けられた対称翼リブの図である。

【図 8】本発明の構成による、縮りばめスリーブ補修 (shrink fit sleeve repair) を示す対称翼リブの一部分の拡大表示の図である。

【図 9】本発明の構成による、シアタイ構成を示す対称翼リブの一部分の拡大表示の図である。

【図 10】本発明の構成によるシアタイ断面を、既存のシアタイ断面と比較する重ね描き (over lay) の図である。

【図 11】アセンブリの場所における非対称翼構造の位置決めと比較した、本発明の構成による、両側から対称リブ構造を固定するための、アセンブリの場所における対称翼リブ構造の位置決め図である。

【図 12】本発明の構成による、対称翼リブを構成するためのプロセスを示す例示的なフローチャートである。

【図 12 - 2】本発明の構成による、対称翼リブを構成するためのプロセスを示す例示的なフローチャートである。

【図 13】本発明の構成による、対称翼リブ構造の片側固定のためのプロセスを示す例示的なフローチャートである。

【発明を実施するための形態】

【0011】

下記の詳細な説明は、例示的な性質を有し、本発明、又は本発明の構成の適用及び使用を限定することを意図していない。特定の装置、技術、及び適用の説明は、実施例としてのみ提供される。本明細書に記載された実施例に対する修正は、当業者には自明であり、ここに定義される一般的原理は、本発明の精神及び範囲を逸脱せずに、他の実施例及び用途にも適用可能である。さらに、先行技術分野、背景、概要、及び以下の詳細な説明で明示的又は暗示的に提示される任意の理論によって束縛されることは意図していない。本発明は、特許請求の範囲と合致するものと理解されるべきであり、本明細書に記載され示される実施例に限定されない。

【0012】

本発明の構成は、本明細書において、機能的及び/又は論理的ブロックコンポーネント及び様々な処理ステップの観点から記載される。当然ながら、このようなブロックコンポーネントを特定の機能を実行するように構成された任意の数のハードウェア、ソフトウェア、及び/又はファームウェアコンポーネントによって実現することが可能である。簡潔にするために、航空機、航空機コンポーネント、航空機製造、並びに他のシステムの機能面 (及びシステムの個々の動作コンポーネント) に関する従来技術及びコンポーネントについては、本明細書では詳細に説明されていない。加えて、当業者であれば、本発明の構成が、様々な構造体と併せて実施されること、及び、本明細書に記載される構成が本発明の例示的構成にすぎないことを理解するであろう。

【0013】

ここでは、本発明の構成は、非限定的な適用、すなわち、航空機に照らして述べられる。しかしながら、本発明の構成は、このような航空機に限定されず、本明細書に記載される技術はまた、他の用途にも利用することができる。例えば、構成は、潜水艦、宇宙船、ハイドロプレーン、又はリブ構造を用いる他の用途にも適用可能である。

【0014】

本明細書を読めば当業者には明らかであるように、以下は、本発明の実施例及び構成であるが、これらの実施例における動作に限定されない。他の構成が利用可能であり、本発明の例示的構成の範囲から逸脱することなく構造の変更を加えることができる。

【0015】

より具体的に図を参照するに、本開示の実施形態は、図 1 に示す例示的な航空機の製造及び保守方法 100 (方法 100)、並びに図 2 に示す航空機 200 に照らして説明することができる。製造前の段階では、方法 100 は、航空機 200 の仕様及び設計 104 と、材料調達 106 とを含むことができる。製造段階では、航空機 200 のコンポーネント及びサブアセンブリの製造 108 (プロセス 108) と、システムインテグレーション 110 とが行われる。その後、航空機 200 は、運航 114 に供されるために、認可及び納品 112 を経ることができる。顧客により運航される間に、航空機 200 は、定期的な整

備及び保守 1 1 6 (改造、再構成、改修なども含みうる) が予定される。

【 0 0 1 6 】

方法 1 0 0 の各プロセスは、システムインテグレーター、第三者、及び / 又はオペレーター (例えば顧客) によって実施又は実行されうる。本明細書の目的のために、システムインテグレーターは、例えば、限定しないが、任意の数の航空機メーカー、及び主要システムの下請業者を含むことができ、第三者は、例えば、限定しないが、任意の数のベンダー、下請業者、及び供給業者を含むことができ、オペレーターは、例えば、限定しないが、航空会社、リース会社、軍事団体、サービス機関などでありうる。

【 0 0 1 7 】

図 2 に示すように、方法 1 0 0 によって製造された航空機 2 0 0 は、複数のシステム 2 2 0 及び内装 2 2 2 を有する機体 2 1 8 を備えることができる。システム 2 2 0 の高レベルシステムの例は、推進システム 2 2 4、電気システム 2 2 6、油圧システム 2 2 8、環境制御システム 2 3 0、及び中心面固定シアタイ 2 3 2 を含む一又は複数の対称翼リブのうちの一又は複数を含む。任意の数の他のシステムが含まれてもよい。航空宇宙産業の例を示したが、本発明の構成は、他の産業にも適用することができる。

【 0 0 1 8 】

本明細書で構成された装置と方法は、方法 1 0 0 の一又は複数の任意の段階で用いることができる。例えば、製造プロセス 1 0 8 に対応するコンポーネント又はサブアセンブリは、航空機 2 0 0 の運航中に製造されるコンポーネント又はサブアセンブリに類似の方法で作製又は製造することができる。加えて、一又は複数の装置の構成、方法の構成、若しくはそれらの組み合わせは、例えば、航空機 2 0 0 の組立てを実質的に効率化するか、又は航空機 2 0 0 のコストを削減することにより、製造段階 1 0 8 及び 1 1 0 の間に利用することができる。同様に、一又は複数の装置の構成、方法の構成、若しくはそれらの組み合わせは、航空機 2 0 0 の運航中に、例えば限定しないが、整備及び保守 1 1 6 に利用することができる。

【 0 0 1 9 】

図 3 は、第一の側面 3 0 2、及び第一の側面 3 0 2 に対向する第二の側面 3 0 4 を示す既存の構成の非対称翼リブ構造 3 0 0 の図である。非対称翼リブ構造 3 0 0 は、外板パネル装着孔から生じ、高応力及び非対称翼リブ構造 3 0 0 を製造するために使用される材料の種類に起因する、リブ足部 (r i b f e e t) 3 0 6 の亀裂を引き起こすことがある。非対称翼リブ構造 3 0 0 はまた、非対称翼リブ構造 3 0 0 の垂直フランジに亀裂を引き起こすこともある。

【 0 0 2 0 】

図 4 は、本発明の構成による、第一の側面 4 0 2、及び第一の側面 4 0 2 に対向する第二の側面 4 0 4 を示す、対称翼リブ構造 4 0 0 の図である。対称翼リブ構造 4 0 0 は、シアタイ 4 0 6 及び構造ウェブ 4 0 8 を備える。対称翼リブ構造 4 0 0 は、偏心荷重を除去し、その結果、以下でより詳しく説明されるように、飛行中に荷重経路の効率が向上するように構成される。

【 0 0 2 1 】

図 5 は、必要とされる締め具 5 0 2 の数を示す、既存の非対称翼リブ構造 5 0 0 の図である。図 5 は、既存の非対称翼リブ構造 5 0 0 の片側の締め具 5 0 2 の数を示すが、対向側にもまた、同数が必要とされる。従って、既存の非対称翼リブ構造 5 0 0 では、組み立て作業が、既存の非対称翼リブ構造 5 0 0 の両側で実行されなければならない。

【 0 0 2 2 】

図 6 は、図 5 の非対称翼リブ構造 5 0 0 に必要とされる締め具 5 0 2 の数と比較して、必要とされる締め具が少ないことを示す、本発明の構成による対称翼リブ構造 6 0 0 の図である。対称翼リブ構造 6 0 0 の対称形状により、単列の大きな締め具 6 0 4 は、構造ウェブ 4 0 8 のウェブ中心面 6 0 8 (図 6 A) と位置合わせされた対称翼リブ構造 6 0 0 の周囲 7 2 8 (図 7) に取り付け可能となる。この方法では、大きな締め具 6 0 4 は、ウェブ中心面 6 0 8 と位置合わせされ、偏心荷重を除去するので、飛行中の荷重経路の効率が

10

20

30

40

50

向上し、結果として、リブの取り付けに必要な大きな締め具 6 0 4 の数が削減される。

【 0 0 2 3 】

例えば、非対称翼リブ構造 5 0 0 を取り付けするには、およそ 6 3 の締め具 5 0 2 が必要とされるのに対し、対称翼リブ構造 6 0 0 を取り付けには、およそ 2 2 の締め具 6 0 2 が必要とされる。この方法では、対称翼リブ構造 6 0 0 及び航空機 2 0 0 についての著しいコスト削減及び軽量化が提供される。

【 0 0 2 4 】

図 6 A は、本発明の構成による、対称翼リブ構造 6 0 0 の一部分の拡大表示 6 0 0 A の図である。拡大表示 6 0 0 A は、シアタイ 4 0 6、構造ウェブ 4 0 8 (リブウェブ)、シアタイ足部 6 1 0、構造ウェブ翼弦 6 1 2 (リブ翼弦)、構造ウェブ補強材 6 1 4、及び

10

【 0 0 2 5 】

図 7 は、本発明の構成による、航空機 2 0 0 / 7 0 2 の翼 7 0 4 に取り付けられた対称翼リブ構造 4 0 0 / 6 0 0 の図である。対称翼リブ構造 6 0 0 は、翼中心面 6 0 8 (図 6 A) 及び構造ウェブ補強材 6 1 4 を備える構造ウェブ 4 0 8 を備え、ウェブ中心面 6 0 8 に関して対称である。構造ウェブ 4 0 8 は、締め具孔 7 0 6 を分離するように構成される。フランジ 7 1 4 は、対称翼リブ構造 4 0 0 / 6 0 0 の周囲に構成される。フランジ 7 1 4 は、シアタイ足部 6 1 0 を備えることができる。締め具孔 7 0 6 は、フランジ 7 1 4 に構成され、ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線 7 1 8 を備える。フランジ 7 1 4 の開放面 7 2 0 は、締め具孔 7 0 6 周囲に構成される。シアタイ切り欠き 6 2 0 などの開口は、構造ウェブ 4 0 8 を通して締め具孔 7 0 6 周囲に構成される。二つの支柱 7 2 4 及び 7 2 6 は、シアタイ切り欠き 6 2 0 の対向側面でフランジ 7 1 4 に結合される。支柱 7 2 4 及び 7 2 6 は、構造ウェブ補強材 6 1 4 又は他の支持要素を備えることができる。シアタイ切り欠き 6 2 0 は、支柱 7 2 4 / 7 2 6 に沿って隙間 7 1 0 を提供し、大きな締め具 6 0 4、及び大きな締め具 6 0 4 を固定するためのツーリングコンポーネント 7 1 2 を受け入れるようにサイズ決定された体積 (volume) を画定する。大きな締め具 6 0 4 及び締め具 6 0 4 は、本明細書において同義的に使用されることがある。

20

【 0 0 2 6 】

図 8 は、本発明の構成による、締めりばめスリーブ補修 8 0 2 を示す、対称翼リブ構造 6 0 0 の一部分の拡大表示 8 0 0 の図である。締めりばめスリーブ補修 8 0 2 は、締め具孔 7 0 6、及び構造ウェブ 4 0 8 のシアタイ切り欠き 6 2 0 の内装面 7 3 0 (図 7) を覆う。外側方向 8 0 4 及び船外方向 8 0 6 は、シアタイ切り欠き 6 2 0 の例示的な方向付けを示す。締めりばめスリーブ補修 8 0 2 は、シアタイ切り欠き 6 2 0 の内装面 7 3 0 でシアタイ 4 0 6 に異常が発生した場合に使用される。異常は、例えば、打痕、キズ、製造上の欠陥、及び他の異常を含むことができるが、これらに限定されない。締めりばめスリーブ補修 8 0 2 は、異常により取り除かれる可能性のある強度を修復するために、シアタイ切り欠き 6 2 0 に追加の強度を提供する。締めりばめスリーブ補修 8 0 2 は、対称リブ構造 6 0 0 と類似の材料 (例えば、アルミニウム、複合材料、又は他の適切な材料) を使用して、締め代方式で (in an interference fashion) 嵌るように、事前に製造することができる。取り付けは、締めりばめスリーブ補修 8 0 2 が熱収縮するように、締めりばめスリーブ補修 8 0 2 を冷却することにより実行でき、その結果、隙間ばめが可能になる (例えば、短時間で可能になる)。

30

40

【 0 0 2 7 】

図 9 は、本発明の構成による、シアタイ 4 0 6 の構成を示す対称翼リブ構造 6 0 0 の一部分の拡大表示 9 0 0 の図である。

【 0 0 2 8 】

図 10 は、本発明の構成による、対称翼リブ構造 6 0 0 のシアタイ 4 0 6 のシアタイ断面 1 0 0 2 を、非対称翼リブ構造 3 0 0 のシアタイ 3 1 0 のシアタイ断面 1 0 0 4 と比較する重ね描きの図である。フランジ 7 1 4 における大きな締め具 6 0 4 のような一つの大きな締め具は、シアタイ 4 0 6 の原料ストック枠 (raw stock envelop

50

e) 1006 (原材料枠 (raw material envelope)) により示されるように、ストックのサイズ (材料サイズ) 要件を引き下げる。それに対して、非対称翼リブ構造 300 により必要とされる複数の締め具 502 を使用すると、原料ストック枠 1006 よりも大きな原料ストック枠 1008 になる。

【0029】

これは、強度要件が、締め具孔中心線からそのようなシアタイ 310 / 406 などの部品のエッジまでの最小エッジ距離を決定づけるからである。寸法 d1 (1010) は、対称翼リブ構造 600 のシアタイ 406 のエッジ 1014 に対する締め具孔中心線 718 (図 7) に必要な最小エッジ距離を画定する。同様に、寸法 d2 (1012) は、非対称翼リブ構造 300 のシアタイ 310 のエッジ 1018 に対する締め具孔中心線 1016 に必要な最小エッジ距離を画定する。図 10 に示されるように、d1 (1010) は、d2 (1012) より小さい。

【0030】

図 11 は、非対称翼構造 300 (既存の非対称翼リブ構造 300) の位置決め 1106 と比較した、本発明の構成による、両側から対称リブ構造 600 を固定するためのアセンブリの場所における対称翼リブ構造 600 の位置決め 1100 / 1104 の図である。位置決め 1100 / 1104 に示されるように、対称翼リブ構造 600 は、ウェブ中心面 608 (図 6A) に対する第一の側面 1108、又はウェブ中心面 608 に対する第一の側面 1108 に対向する第二の側面 1110 のどちらか一方を有するアセンブリの側面を備える。

【0031】

この方法において、大きな締め具 604 は、シアタイ切り欠き 620 の側面 1108 又は側面 1110 のどちらか一方から、シアタイ切り欠き 620 に挿入される。大きな締め具 604 は、シアタイ切り欠き 620 の側面 1108 又は側面 1110 のどちらか一方から、締め具孔 706 に位置決めされる。締め具ツール 712 / 1102 (ツーリングコンポーネント 712 / 1102) は、シアタイ切り欠き 620 の側面 1108 又は側面 1110 のどちらか一方から、シアタイ切り欠き 620 に挿入される。締め具ツール 712 / 1102 は、大きな締め具 604 に結合される。ゆえに、大きな締め具 604 を、噛合外板パネル 716 などの一又は複数の目標物に結合するために、締め具ツール 712 / 1102 は、シアタイ切り欠き 620 の側面 1108 又は側面 1110 のどちらか一方から操作することができる。

【0032】

対称翼リブ構造 600 の位置決め 1100 / 1104 とは対照的に、アセンブリの場所における既存の非対称翼構造 300 の位置決め 1106 は、締め具 502 が非対称翼構造 300 の一つの側面 1112 から、そのシアタイ 310 に挿入されることを示す。ゆえに、締め具 502 を、噛合外板パネル 716 などの一又は複数の目標物に結合するために、締め具ツール 712 / 1102 などの締め具ツールは、既存の非対称翼構造 300 の一つの側面 1112 から操作される。この方法において、既存の非対称翼構造 300 により、アセンブリ操作は、既存の非対称翼構造 300 の両側で実行される (例えば、締め具が一つの側面からは利用できないかもしれないので、締め具を両側で固定する) 必要があるかもしれない。ゆえに、既存の非対称翼リブ構造は、アセンブリのオプションを制限することがある。

【0033】

図 12 は、本発明の構成による、対称翼リブを構成するためのプロセスを示す例示的なフローチャートである。プロセス 1200 に関連して実行される種々のタスクは、機械的に、或いはソフトウェア、ハードウェア、ファームウェア、又はそれらのなんらかの組み合わせにより実行される。例示目的で、プロセス 1200 の以下の説明が、図 1、図 2、図 4 及び図 6 から図 11 に関連して先ほど述べられた要素に言及することがある。構成によっては、プロセス 1200 の部分は、例えば、シアタイ切り欠き 620、構造ウェブ 408、締め具孔 706、フランジ 714、周囲 728、締め具孔中心線 718、ウェブ中

10

20

30

40

50

心面 6 0 8、シアタイ切り欠き 6 2 0、支柱 7 2 4 及び 7 2 6、隙間 7 1 0、ツーリングコンポーネント 7 1 2 / 1 1 0 2 などの、対称翼リブ構造 4 0 0 / 6 0 0 の種々の要素により、実行することができる。プロセス 1 2 0 0 は、図 1、図 2、図 4 及び図 6 から図 11 に示された構成に類似である機能、材料、及び構造を有することができる。したがって、共通の特徴、機能、及び要素は、本明細書に重複して記載されることがないかもしれない。

【 0 0 3 4 】

プロセス 1 2 0 0 は、ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備え、ウェブ中心面に関して対称な構造ウェブを構成すること（タスク 1 2 0 2 ）により、開始することができる。

10

【 0 0 3 5 】

プロセス 1 2 0 0 は、対称リブ構造の周囲に構成されるフランジを構成すること（タスク 1 2 0 4 ）により、継続することができる。

【 0 0 3 6 】

プロセス 1 2 0 0 は、フランジに構成され、ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を備える締め具孔を構成すること（タスク 1 2 0 6 ）により、継続することができる。

【 0 0 3 7 】

プロセス 1 2 0 0 は、切り欠きを締め具孔周辺の構造ウェブに構成すること（タスク 1 2 0 8 ）により、継続することができる。

20

【 0 0 3 8 】

プロセス 1 2 0 0 は、切り欠きの対向側面でフランジに結合された二つの支柱を構成すること（タスク 1 2 1 0 ）により、継続することができる。

【 0 0 3 9 】

プロセス 1 2 0 0 は、締め具及び締め具を固定するためのツーリングコンポーネントを受け入れるためにサイズ決定された体積を画定するように切り欠きを構成すること（タスク 1 2 1 2 ）により、継続することができる。

【 0 0 4 0 】

プロセス 1 2 0 0 は、二つの支柱に沿って隙間を備えるように切り欠きを構成すること（タスク 1 2 1 4 ）により、継続することができる。

30

【 0 0 4 1 】

プロセス 1 2 0 0 は、締め具孔及び切り欠きの内装面を、締めばめスリーブ補修により覆うこと（タスク 1 2 1 6 ）により、継続することができる。

【 0 0 4 2 】

プロセス 1 2 0 0 は、単列の締め具を対称リブ構造の構造ウェブのウェブ中心面に取り付け、対称リブ構造の幅を狭めること（タスク 1 2 1 8 ）により、継続することができる。

【 0 0 4 3 】

プロセス 1 2 0 0 は、ストックのサイズを縮小できる、複数の締め具のうちの一つの締め具をフランジに備えるシアタイ切り欠きを備えるように、切り欠きを構成すること（タスク 1 2 2 0 ）により、継続することができる。

40

【 0 0 4 4 】

プロセス 1 2 0 0 は、対称リブ構造を航空機の翼に取り付けること（タスク 1 2 2 2 ）により、継続することができる。

【 0 0 4 5 】

図 1 3 は、本発明の構成による、対称翼リブ構造の片側固定のためのプロセスを示す例示的なフローチャートである。プロセス 1 3 0 0 に関連して実行される種々のタスクは、ソフトウェア、ハードウェア、ファームウェア、又はそれらの任意の組み合わせにより、機械的に実行することができる。例示目的で、プロセス 1 3 0 0 の以下の説明が、図 1、図 2、図 4 及び図 6 から図 11 に関連して先ほど述べられた要素に言及することがある。

50

構成によっては、プロセス 1300 の部分は、例えば、シアタイ切り欠き 620、構造ウェブ 408、締め具孔 706、フランジ 714、周囲 728、構造ウェブ 408、締め具孔中心線 718、ウェブ中心面 608、支柱 724 及び 726、シアタイ切り欠き 620、隙間 710、ツーリングコンポーネント 712 / 1102 などの、対称翼リブ構造 400 / 600 の種々の要素により、実行することができる。プロセス 1300 は、図 1、図 2、図 4 及び図 6 から図 11 に示された構成に類似である機能、材料、及び構造を有することができる。したがって、共通の特徴、機能、及び要素は、本明細書に重複して記載されることがないかもしれない。

【0046】

プロセス 1300 は、対称リブ構造をアセンブリの場所に位置決めすること（タスク 1302）により、開始することができる。対称リブ構造は：ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備え、ウェブ中心面に関して対称である構造ウェブ；ウェブ中心面に対する対称リブ構造の第一の側面、及びウェブ中心面に対する第一の側面に対向する対称リブ構造の第二の側面のうちの一つを備えるアセンブリ側面；対称リブ構造の周囲に構成されたフランジ；フランジに構成され、ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を含む複数の締め具孔の中の一つの締め具孔；締め具孔周辺の構造ウェブに構成された切り欠き；並びに切り欠きの対向側面でフランジと結合された二つの支柱を備える。

【0047】

プロセス 1300 は、締め具を、アセンブリ側面のみから対称リブ構造の切り欠きに挿入すること（タスク 1304）により、継続することができる。

【0048】

プロセス 1300 は、締め具を、アセンブリ側面のみから締め具孔に位置決めすること（タスク 1306）により、継続することができる。

【0049】

プロセス 1300 は、締め具ツールを、アセンブリ側面のみから対称リブ構造の切り欠きに挿入すること（タスク 1308）により、継続することができる。

【0050】

プロセス 1300 は、締め具ツールを締め具に結合すること（タスク 1310）により、継続することができる。

【0051】

プロセス 1300 は、締め具を一又は複数の目標物に結合するために、締め具ツールをアセンブリ側面のみから操作すること（タスク 1312）により、継続することができる。

【0052】

プロセス 1300 は、単列の締め具を対称リブ構造の構造ウェブのウェブ中心面に取り付け、対称リブ構造の幅を狭めること（タスク 1314）により、継続することができる。

【0053】

プロセス 1300 は、対称リブ構造を航空機の翼に取り付けること（タスク 1316）により、継続することができる。

【0054】

このように、単列の大きな中心線締め具を可能にする対称ウェブ構造が提供される。この方法では、関連コストの削減とともに、わずかな締め具が使用される。対称リブ構造を航空機の翼に取り付けるために使用する締め具が少なければ、より滑らかな空気力学的な翼面、減少した航空機抗力、及び改良された航空機性能が可能にもなる。単列の中心線締め具は、原料のサイズが関連コストとともに削減できることを意味する。対称リブ設計は、改良された荷重経路、及びより軽量で耐久性のある設計を意味する。締め具の対称リブ構造特有の切り欠きは、取付けが切り欠きの両面から実行可能であることを意味する。また、締め具が少ないことは、電磁効果及びコスト削減 / 軽量化に対する処理が少ないことを意味する。

10

20

30

40

50

【 0 0 5 5 】

さらに、本発明は、以下の条項による実施形態を含む。

【 0 0 5 6 】

条項 1

ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備え、前記ウェブ中心面に関して対称である構造ウェブ；

前記対称リブ構造の周囲に構成されたフランジ；

前記フランジに構成され、前記ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を備える、締め具孔；

前記締め具孔周辺の前記構造ウェブに構成された切り欠き；及び

前記切り欠きの対向側面で前記フランジに結合された二つの支柱を備える、対称リブ構造。

10

【 0 0 5 7 】

条項 2

前記構造ウェブは、締め具孔を分離するように構成される、条項 1 に記載の対称リブ構造。

【 0 0 5 8 】

条項 3

前記構造ウェブの前記ウェブ中心面と位置合わせされ、偏心荷重を除去するように構成された締め具をさらに備える、条項 1 に記載の対称リブ構造。

20

【 0 0 5 9 】

条項 4

前記切り欠きは、締め具、及び前記締め具を固定するためのツーリングコンポーネントを受け入れるようにサイズ決定された体積を画定する条項 1 に記載の対称リブ構造。

【 0 0 6 0 】

条項 5

前記切り欠きは、前記二つの支柱に沿って隙間を備える、条項 1 に記載の対称リブ構造。

【 0 0 6 1 】

条項 6

前記締め具孔及び前記切り欠きの内装面は、締め具スリーブ補修により覆われる、条項 1 に記載の対称リブ構造。

30

【 0 0 6 2 】

条項 7

単列の締め具は、前記構造ウェブの前記ウェブ中心面に取り付けられ、前記対称リブ構造の幅を狭めることができる、条項 1 に記載の対称リブ構造。

【 0 0 6 3 】

条項 8

前記対称リブ構造は、航空機の翼に取り付けられる、条項 1 に記載の対称リブ構造。

【 0 0 6 4 】

条項 9

前記切り欠きはシアタイ切り欠きを含み、前記フランジはシアタイ足部を含む、条項 1 に記載の対称リブ構造。

40

【 0 0 6 5 】

条項 10

ストックのサイズを縮小できる一つの締め具を、前記シアタイ足部にさらに備える、条項 9 に記載の対称リブ構造。

【 0 0 6 6 】

条項 11

ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備え、前記ウェブ中心面に関して対称である構

50

造ウェブを構成すること；

前記対称リブ構造の周囲に構成されるフランジを構成すること；

前記フランジに構成され、前記ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を備える、締め具孔を構成すること；

切り欠きを、前記締め具孔周辺の前記構造ウェブに構成すること；並びに

前記切り欠きの対向側面で前記フランジに結合された二つの支柱を構成することを含む、対称リブ構造を構成するための方法。

【 0 0 6 7 】

条項 1 2

締め具及び前記締め具を固定するためのツーリングコンポーネントを受け入れるためにサイズ決定された体積を画定するように前記切り欠きを構成することをさらに含む、条項 1 1 に記載の方法。

10

【 0 0 6 8 】

条項 1 3

前記二つの支柱に沿って隙間を備えるために前記切り欠きを構成することをさらに含む、条項 1 1 に記載の方法。

【 0 0 6 9 】

条項 1 4

前記切り欠きの内装面及び前記締め具孔を、締めばめスリーブ補修により覆うことをさらに含む、条項 1 1 に記載の方法。

20

【 0 0 7 0 】

条項 1 5

単列の締め具を前記対称リブ構造の前記構造ウェブの前記ウェブ中心面に取り付け、前記対称リブ構造の幅を狭められることをさらに含む、条項 1 1 に記載の方法。

【 0 0 7 1 】

条項 1 6

前記対称リブ構造を航空機の翼に取り付けることをさらに含む、条項 1 1 に記載の方法。

【 0 0 7 2 】

条項 1 7

ストックのサイズを縮小できる一つの締め具をフランジに備えるシアタイ切り欠きを備えるように、前記切り欠きを構成することをさらに含む、条項 1 1 に記載の方法。

30

【 0 0 7 3 】

条項 1 8

対称リブ構造の片側固定のための方法であって、前記方法は、対称リブ構造をアセンブリの場所に位置決めすることであって、前記対称リブ構造は：ウェブ中心面及び複数のウェブ補強材を備え、前記ウェブ中心面に関して対称である構造ウェブ；

アセンブリ側面であって、

前記ウェブ中心面に対する前記対称リブ構造の第一の側面、及び前記ウェブ中心面に対する前記第一の側面に対向する、前記対称リブ構造の第二の側面のうちの一つを備える、前記アセンブリ側面；

40

前記対称リブ構造の周囲に構成されたフランジ；

前記フランジに構成され、前記ウェブ中心面と位置合わせされた締め具孔中心線を備える、複数の締め具孔の中の一つの締め具孔；

前記締め具孔周辺の前記構造ウェブに構成された切り欠き；並びに

前記切り欠きの対向側面で前記フランジに結合された二つの支柱を備える、前記対称リブ構造を位置決めすること、

複数の締め具の中の一つの締め具を、前記アセンブリ側面のみから、前記対称リブ構造の前記切り欠きに挿入すること、

50

前記締め具を、前記アセンブリ側面のみから前記締め具孔に位置決めすること、
締め具ツールを、前記アセンブリ側面のみから、前記対称リブ構造の前記切り欠きに挿入すること、

前記締め具ツールを前記締め具に結合すること；並びに

前記締め具を一又は複数の目標物に結合するために、前記締め具ツールを、前記アセンブリ側面のみから操作すること

を含む、方法。

【 0 0 7 4 】

条項 1 9

単列の締め具を前記対称リブ構造の前記構造ウェブの前記ウェブ中心面に取り付け、前記対称リブ構造の幅を狭められることをさらに含む、条項 1 8 に記載の方法。

【 0 0 7 5 】

条項 2 0

前記対称リブ構造を航空機の翼に取り付けることをさらに含む、条項 1 8 に記載の方法。

【 0 0 7 6 】

少なくとも 1 つの例示的な構成が前述の詳細な説明に提示されたが、当然のことながら、膨大な数の変形例が存在する。また、当然、本明細書に記載されている一又は複数の構成は、発明の主題の範囲、適用性、又は構成を何らかの方法で制限することを意図していない。むしろ、前述の詳細な説明は、記載されている一又は複数の構成を実施するための便利な指針を当業者に提供するだろう。請求の範囲によって定義される範囲を逸脱せずに、機能及び要素の配置において様々な変更が可能であり、本特許出願の時点で既知の均等物及び予測しうる均等物を含むことが理解されるべきである。

【 0 0 7 7 】

上の説明は、「関連している」又は「結合されている」要素、ノード、又はフィーチャに言及している。本明細書で使用する「関連している」とは、特に明記しない限り、一つの要素/ノード/フィーチャが別の要素/ノード/フィーチャに直接接合しており（又は直接通信しており）、それが必ずしも機械的にではないことを意味すると解されるべきである。同様に、特に明記しない限り、「結合した」とは、一つの要素/ノード/フィーチャが別の要素/ノード/フィーチャに直接又は間接的に接合しており（若しくは直接又は間接的に通信しており）、それが必ずしも機械的にではないことを意味すると解されるべきである。このように、図 1、図 2、図 4、図 6、図 7 から図 9、及び図 1 1 は、要素の例示的な配置を示すが、本発明の構成において、追加的な介在要素、デバイス、フィーチャ、又はコンポーネントが存在してもよい。

【 0 0 7 8 】

本明細書で使用する用語及び表現、並びにそれらの変化形は、特に明記しない限り、限定的なものではなく、変更可能なものと解されるべきである。その例として、「含む」という表現は、「限定せずに含む」などを意味するものと理解することができ、「例」は、議論されるアイテムを説明する事例を提供するために使用されているのであり、その排他的又は限定的列挙ではない。「従来の」、「通常の」、「規定の」、「標準の」、「既知の」、及び類似の意味を有する表現は、記載されているアイテムを、所定の時期に限定しているわけでも、ある時期に入手可能であるアイテムに限定しているわけでもなく、現在又は未来のいずれかの時期における従来の技術、通常の技術、規定の技術、又は標準の技術と解されるべきである。

【 0 0 7 9 】

同様に、「及び」でつながるアイテムのグループは、グループ分けにおいてそれらのアイテムの各々、また全てが存在することが要求されると理解すべきではなく、特に明記しない限り、「及び/又は」でつながったものとして理解すべきである。同様に、「又は」でつながるアイテムのグループは、グループ内で相互排他性が要求されると理解すべきではなく、特に明記しない限り、「及び/又は」でもつながったものとして理解すべきであ

10

20

30

40

50

る。

【 0 0 8 0 】

さらに、本発明のアイテム、要素又は構成要素は、単数形で記載され特許請求されているかもしれないが、単数形への限定が明記されない限り、複数形もその範囲内にあると解される。「一又は複数の」、「少なくとも」、「限定されないが」などの広義的な用語及び同様の表現の使用は、そのような広義的な表現がない場合に範囲を狭めることを意図している又は範囲を狭めることが必要であるという意味で使用されているのではない。

【 0 0 8 1 】

数字により表現される値又は範囲に言及して「およそ」という場合、測定時に起こりうる実験誤差により生じる値を包含することを意図している。

10

【 符号の説明 】

【 0 0 8 2 】

1 0 0 航空機の製造及び保守方法

2 0 0 航空機

3 0 0 非対称翼リブ構造

3 0 2 第一の側面

3 0 4 第二の側面

3 0 6 リブ足部

3 0 8 構造ウェブ

3 1 0 シアタイ

20

4 0 0 対称翼リブ構造

4 0 2 第一の側面

4 0 4 第二の側面

4 0 6 シアタイ

4 0 8 構造ウェブ

5 0 0 非対称翼リブ構造

5 0 2 締め具

6 0 0 対称翼リブ構造

6 0 0 A 対称翼リブ構造 6 0 0 の一部分の拡大表示

6 0 2 締め具

30

6 0 4 大きな締め具

6 0 8 ウェブ中心面

6 1 0 シアタイ足部

6 1 2 構造ウェブ翼弦（リブ翼弦）

6 1 4 構造ウェブ補強材

6 1 6 シアタイ支柱

6 2 0 シアタイ切り欠き

7 0 2 航空機

7 0 4 翼

7 0 6 締め具孔

40

7 1 0 隙間

7 1 2 締め具ツール（ツーリングコンポーネント）

7 1 4 フランジ

7 1 6 噛合外板パネル

7 1 8 締め具孔中心線

7 2 0 開放面

7 2 4、7 2 6 支柱

7 2 8 周囲

7 3 0 内装面

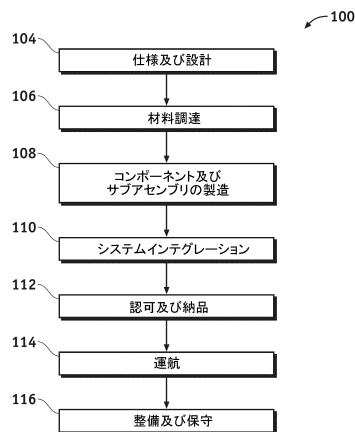
8 0 0 対称翼リブ構造 6 0 0 の一部分の拡大表示

50

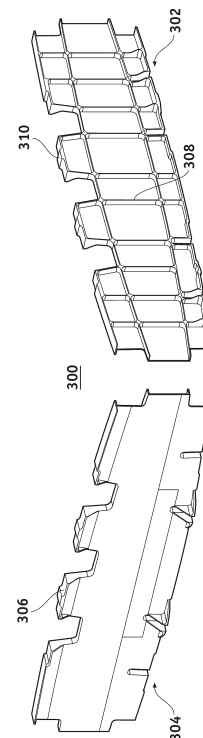
8 0 2 締まりばめスリーブ補修
8 0 4 外側方向
8 0 6 船外方向
9 0 0 対称翼リブ構造 6 0 0 の一部分の拡大表示
1 0 0 2、1 0 0 4 シアタイ断面
1 0 0 6、1 0 0 8 原料ストック枠
1 0 1 0 寸法 d 1
1 0 1 2 寸法 d 2
1 0 1 6 締め具孔中心線
1 0 1 8 エッジ
1 1 0 0 位置決め
1 1 0 2 締め具ツール（ツーリングコンポーネント）
1 1 0 4 位置決め
1 1 0 6 位置決め
1 1 0 8 第一の側面
1 1 1 0 第二の側面
1 1 1 2 側面
1 2 0 0、1 3 0 0 プロセス

10

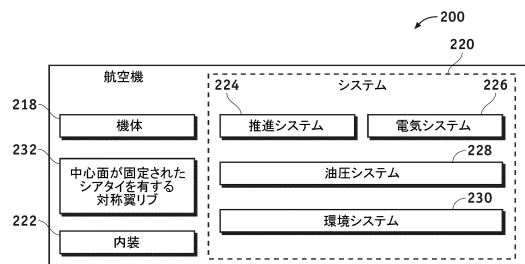
【図 1】



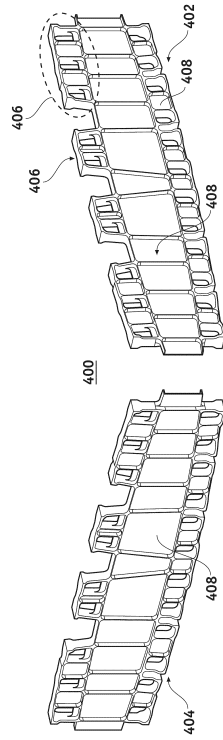
【図 3】



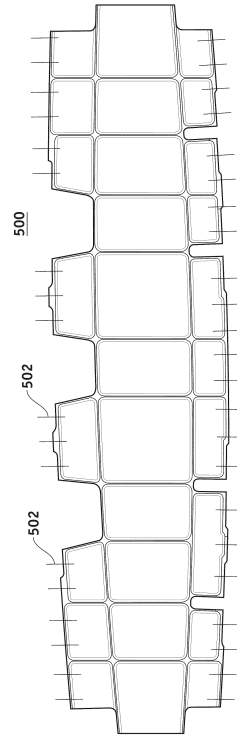
【図 2】



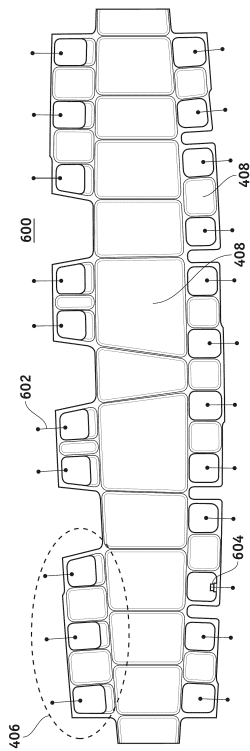
【図 4】



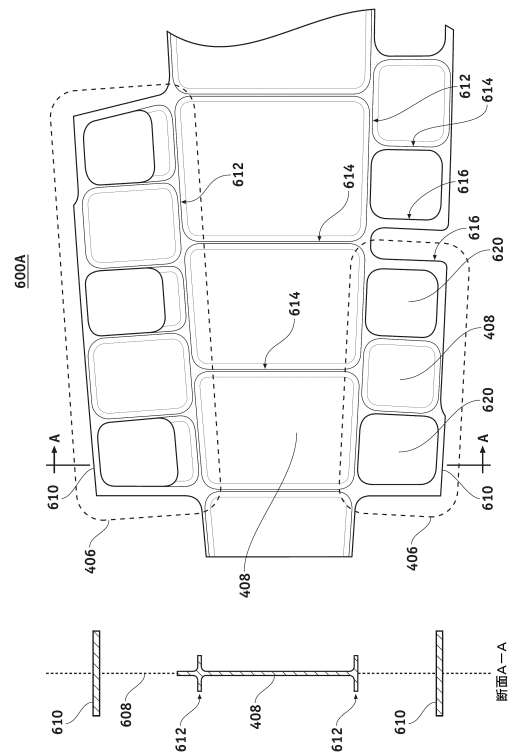
【図 5】



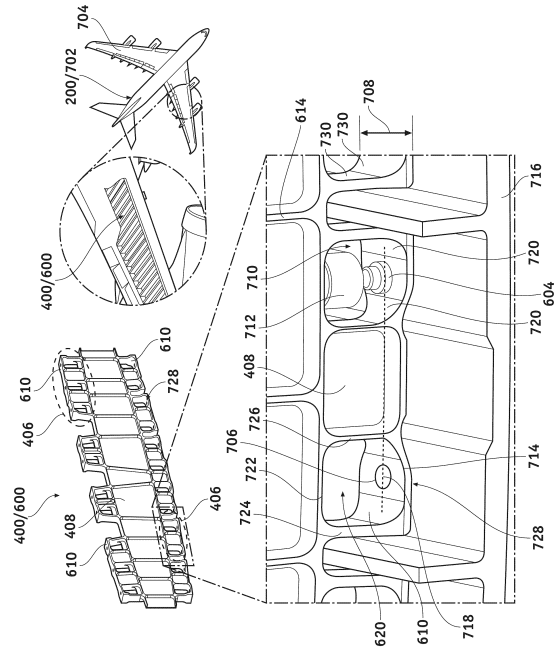
【図 6】



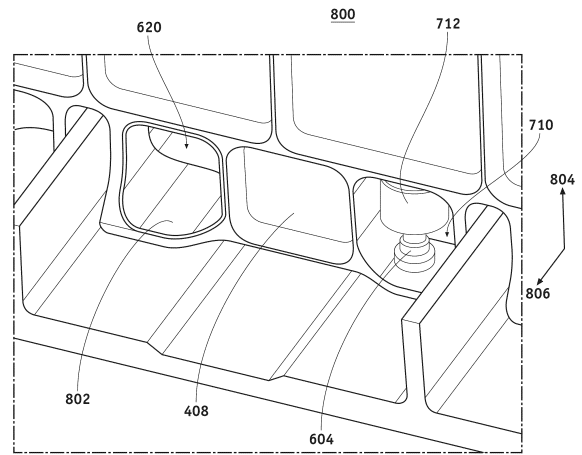
【図 6 A】



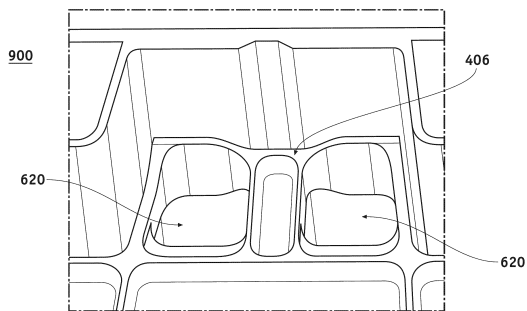
【圖 7】



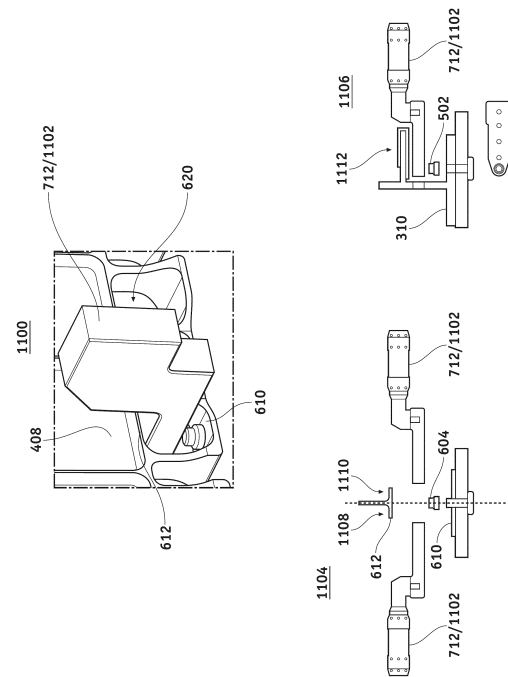
【圖 8】



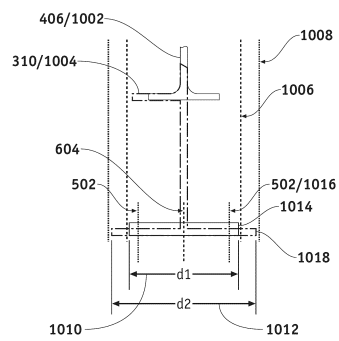
【 図 9 】



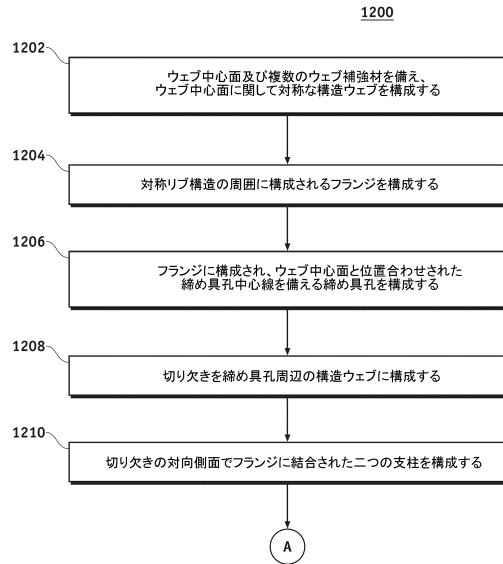
【 図 1 1 】



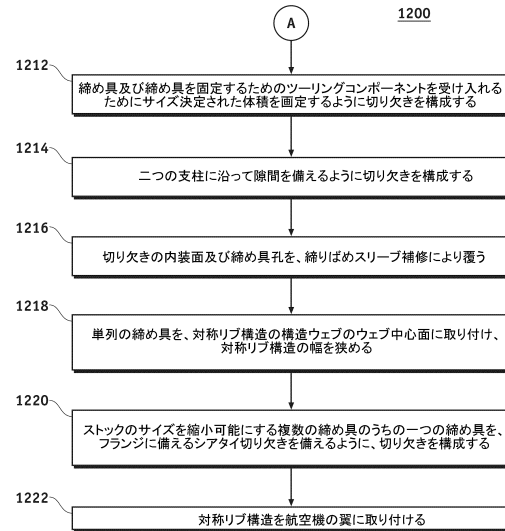
【 図 1 0 】



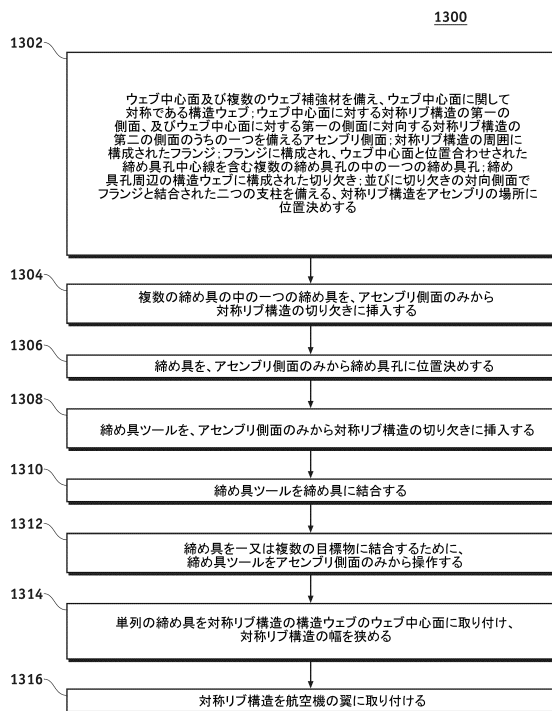
【図 1 2】



【図 1 2 - 2】



【図 1 3】



フロントページの続き

(72)発明者 ファンデルフック, ジョン デーヴィッド
アメリカ合衆国 ワシントン 98342, インディアノーラ, ノースイースト ウィリアム
ロジャー ロード 7160

審査官 長谷井 雅昭

(56)参考文献 特開2008-174223(JP, A)
米国特許出願公開第2012/0148801(US, A1)
米国特許出願公開第2011/0147521(US, A1)
特表2010-505689(JP, A)
Len Reid, Sustaining an Aging Aircraft Fleet with Practical Life Enhancement Methods
, Defense Technical Information Center Compilation Part Notice, ADP014083, , 米国, Defe
nse Technical Information Center, 2001年10月 8日, P32-1~P32-12, インターネッ
ト: www.dtic/tr/fulltext/u2/p014083.pdf

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
B64C 3/18