

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第6306302号
(P6306302)

(45) 発行日 平成30年4月4日 (2018.4.4)

(24) 登録日 平成30年3月16日 (2018.3.16)

(51) Int. Cl. F I

B 2 3 K 20/12 (2006.01)

B 6 4 C 1/12 (2006.01)

B 6 4 F 5/10 (2017.01)

B 2 3 K 20/12 3 1 O

B 2 3 K 20/12 3 4 6

B 2 3 K 20/12 3 6 O

B 2 3 K 20/12 3 4 4

B 6 4 C 1/12

請求項の数 12 外国語出願 (全 19 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号	特願2013-183691 (P2013-183691)	(73) 特許権者	509347273
(22) 出願日	平成25年9月5日 (2013.9.5)		エアバス オペレーション ソシエテ パ
(65) 公開番号	特開2014-50885 (P2014-50885A)		アクションス シンプリフィエ
(43) 公開日	平成26年3月20日 (2014.3.20)		フランス国, エフー 3 1 0 6 0 トゥール
審査請求日	平成28年7月20日 (2016.7.20)		ズ, ルート ド ペイヨンヌ 3 1 6
(31) 優先権主張番号	1258392	(74) 代理人	100099759
(32) 優先日	平成24年9月7日 (2012.9.7)		弁理士 青木 篤
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	(74) 代理人	100102819
			弁理士 島田 哲郎
		(74) 代理人	100123582
			弁理士 三橋 真二
		(74) 代理人	100153084
			弁理士 大橋 康史
		(74) 代理人	100160705
			弁理士 伊藤 健太郎
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機のパネルに対して補強材を固定する摩擦攪拌溶接用改良方法及びシステム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

少なくとも1枚の航空機用パネル（24）上への補強材（22）のフランジ（26）の直線状透過摩擦攪拌溶接（FSW）のための方法であって、

夫々が回転ピン（66a、66b）と、その回転ピンの基部で延びる肩部（74a、74b）とを備えた複数の溶接ヘッド（54a、54b）により、前記パネルに当てられた前記補強材の前記フランジ（26）に沿って溶接ビード（90）を形成することを含み、前記補強材（22）の前記フランジ（26）の溶接方向（56）に直交する幅は各回転ピン（66a、66b）の最大径よりも大きいような前記方法において、

前記溶接ビード（90）が形成されるとき、前記溶接ビード（90）はその断面において前記フランジ（26）の第1の側縁部（32a）から第2の側縁部（32b）へと連続的に延びることを特徴とする方法。

【請求項 2】

前記補強材（22）の前記フランジ（26）の前記溶接方向（56）に直交する幅は各回転ピン（66a、66b）の前記最大径の2倍よりも大きいことを特徴とする請求項1に記載の方法。

【請求項 3】

前記複数の溶接ヘッド（54a、54b）を備えた溶接システム（46）が使用され、前記溶接システムは、支持面（80）を有する対抗支持ユニット（50）を更に備え、前記方法は、

10

20

一方で、前記溶接ヘッド（５４ａ、５４ｂ）の各回転ピン（６６ａ、６６ｂ）を前記パネル（２４）と前記補強材フランジ（２６）とに挿入し、次いで前記溶接ヘッドを前記補強材フランジに沿って前記溶接方向（５６）に移動させるステップであって、前記移動は前記回転ピン（６６ａ、６６ｂ）の摩擦で生じた熱によって発生した前記パネル（２４）を形成する材料と前記補強材フランジ（２６）を形成する材料との局部軟化によって可能となる、ステップと、

他方で、前記回転ピン（６６ａ、６６ｂ）によって加えられた圧力に対抗するように、前記対抗支持ユニット（５０）の前記支持面（８０）を前記補強材（２２）のフランジ（２６）に押圧するステップと、を含むことを特徴とする請求項１又は２に記載の方法。

【請求項４】

10

前記溶接ヘッド（５４ａ、５４ｂ）の前記各回転ピン（６６ａ、６６ｂ）は、前記溶接方向（５６）と各回転ピン夫々の回転軸（６８ａ、６８ｂ）とに直交する横断方向に互いにオフセットされていることを特徴とする請求項３に記載の方法。

【請求項５】

前記溶接ヘッド（５４ａ、５４ｂ）の前記回転ピン（６６ａ、６６ｂ）の全てによって形成されるフットプリントは、実質上その断面が補強材フランジ（２６）の第１の側縁部（３２ａ）から第２の側縁部（３２ｂ）へと延びることを特徴とする請求項３又は４に記載の方法。

【請求項６】

前記複数の溶接ヘッドは三角形の形に配置された３つの溶接ヘッド（５４ａ、５４ｂ）を含むことを特徴とする請求項３～５のいずれか一項に記載の方法。

20

【請求項７】

前記３つの溶接ヘッドは、前記溶接方向（５６）に直交する所定の平面（Ｐ）に関して中心をおいた２つの側方溶接ヘッド（５４ａ）と、前記側方溶接ヘッド（５４ａ）の夫々に関して前記溶接方向（５６）にオフセットされた中央溶接ヘッドとを含むことを特徴とする請求項６に記載の方法。

【請求項８】

前記溶接ヘッドの内の第１の溶接ヘッド（５４ｂ）は補強材（２２）のウェブ（３０）に面して位置決めされる一方、他の２つの溶接ヘッド（５４ａ）は補強材（２２）の前記ウェブ（３０）に対しオフセットされ、前記第１の溶接ヘッド（５４ｂ）の回転ピン（６６ｂ）の補強材（２２）の前記フランジ（２６）への侵入深さはその他の２つの溶接ヘッド（５４ａ）の各回転ピン（６６ａ）の補強材（２２）の前記フランジ（２６）への侵入深さよりも小さいことを特徴とする請求項７に記載の方法。

30

【請求項９】

前記第１の溶接ヘッドは前記中央溶接ヘッド（５４ｂ）であることを特徴とする請求項８に記載の方法。

【請求項１０】

前記溶接ヘッドは、前記中央溶接ヘッド（５４ｂ）が前記側方溶接ヘッド（５４ａ）の後方に位置するような方向に移動することを特徴とする請求項７～９のいずれか一項に記載の方法。

40

【請求項１１】

前記支持面（８０）は、前記対抗支持ユニットによって支持されかつ補強材（２２）の前記フランジ（２６）に対して転動する２個のローラによって合同して形成されることを特徴とする請求項４～１０のいずれか一項に記載の方法。

【請求項１２】

請求項１～１１のいずれか一項に記載の溶接方法を実施する溶接システム（４６）において、三角形の形に配置された３つの溶接ヘッド（５４ａ、５４ｂ）を備え、その夫々は回転ピン（６６ａ、６６ｂ）と、前記回転ピンの基部で延びる肩部（７４ａ、７４ｂ）とを備えることを特徴とする溶接システム。

【発明の詳細な説明】

50

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機パネル、特にエアロプレインのパネルに対する補強材の固定に関する。

【0002】

本発明に係るパネルとしては、胴体パネル、翼面パネル、尾翼パネル、さらに貯蔵タンクや着陸装置コンパートメントの一部を形成するパネル、或いはその他のタイプのパネルであっても良い。

【0003】

これらのパネルに固定される補強材は、特に胴体周りのフレーム、胴体縦通材や補強材、翼面又は尾翼スパー又はリブ、床の横材や床レール等であっても良い。

10

【背景技術】

【0004】

航空機のパネルへの補強材の固定は通常、リベットを打つことで達成される。

【0005】

補強材を対応パネルに固定するための作業時間及びコストを低減するために、特に、所謂“摩擦攪拌溶接技術”を含んだ他の技術が想定される。

【0006】

一般に、従来のリベット式結合部で達成されるのと少なくとも同等な効率をもって組み立て部品間に力を通す、迅速かつ耐久性のある機械的結合部を作るにあたり、摩擦攪拌溶接（FSW）と呼ばれる技術は既知のものである。

20

【0007】

図1に概略的に示すこの技術は少なくとも1つの溶接ヘッド10を備えた溶接装置を使用するものであり、溶接ヘッドは、回転ピン12と、回転ピン12の基部に延びかつ通常、この回転ピン12の平均径の2～2.5倍に等しい直径を持つ肩部14とを備えている。

【0008】

2つの部品16a、16bの摩擦攪拌溶接は、肩部14が部品16a、16b夫々の面に接触するまで2つの部品間の接合界面18において2部品内へと回転ピン12を導入することを含んでいる。この部品16a、16bの形成材料への回転ピン12の導入は、2部品16a、16bに対する回転ピン12の摩擦で生じた熱によりこの材料を局部軟化することで可能となる。この際、部品16a、16bの材料が回転ピン12の周囲で練り生地のような状態になることでこの回転ピンは接合界面18に沿って移動可能となる。回転ピン12の回転や適切な場合の肩部14の回転も又、練り生地状態の材料を混合させる。

30

【0009】

このため、回転ピン12によって発生した押し出しと肩部14によって生じた鍛造効果は、次第に溶接ビードの形成をもたらす。この溶接ビードは、回復－再結晶化現象の結果として形成され、冷却後において2部品16a、16bの良好な結束性を保証する、2材料に共通な新しい冶金学的構造の形となって現れる。

【0010】

図2に概略的に示すように、回転ピン12によって加えられた圧力に対抗するため、カウンターフォーム20を使うことで対抗圧力が溶接ヘッド10とは反対側の各部品16a、16bの面に加えられる。そのようなカウンターフォームは時々、摩擦によって生じた熱の一部を除去する冷却装置を組み込んでいる。これにより、一般に溶接後部品の機械的特性が向上する。そのような冷却装置は、例えばカウンターフォーム20に組み込まれてその内部を熱伝導流体が流れるような流路21の形をとる。

40

【0011】

その摩擦攪拌溶接技術により、図1及び図2に示すように、回転ピン12の軸が組み立てられるべき部品間の接合界面に局所的に平行になる、所謂“突き合わせ”溶接が可能となる。

50

【0012】

この摩擦攪拌溶接技術は又、回転ピン12の軸が組み立てられるべき部品間の接合界面に局所的に直交する、所謂“透過”溶接を可能にする。この場合、組み立てられるべき部品の一方は、溶接ビードと組み立てられるべき他方の部品との間に置かれる。

【0013】

特に、摩擦攪拌溶接技術には、組み立てられるべき部品の構成材料の融点以下で溶接が実行できるという利点があり、通常は他の溶接技術と共に生じる再凝固関連問題を特に回避する。

【0014】

更に、その技術は如何なる充填材を必要とせず、汚染した噴煙が出ないという利点がある。

10

【0015】

更に組み立てられるべき部品の接合界面に沿って移動する溶接装置の速度は、この溶接技術によって部品が迅速かつ安価に組み付けられるように1分当たり2メートルに達するものでも良い。

【0016】

加えて、この溶接技術は高いレベルの自動化の可能性を提供する。

【0017】

しかしながら、補強材と航空機パネルとからなるアセンブリに対してこの溶接技術を適用することには問題がある。

20

【0018】

実際、補強材と航空機パネルとからなる従来のアセンブリにおいては、特にこれら要素間を封止してこれら要素の腐食のリスクを限定するため、更に補強材と航空機パネルとの間に振動によって生じる摩耗現象を最小限に抑えるため、補強材とパネルとの間には通常、マスティック樹脂層が置かれる。

【0019】

摩擦攪拌溶接技術の場合、振動の問題はアセンブリのリベット打ち法が直面するものよりも著しくないかもしれないが、組み立てられた部品間のシール性についての問題が存続する。

【0020】

このシール問題を図3、3a及び図3bに示す。

30

【0021】

図3は、組み付け部品間にマスティック樹脂を用いない既知タイプの透過摩擦攪拌溶接方法によって航空機の胴体パネル24に固定された周状フレーム22の部分的縦断面図である。

【0022】

図3aは、周状フレーム22のウェブ30に比較的近く2つの溶接ビード28を用いて溶接した場合の、周状フレーム22のフランジ26と胴体パネル24の結合部の拡大したものである。

【0023】

図3bは図3aに類似し、周状フレーム22のウェブ30からは比較的遠く、周状フレーム22のフランジ26の対向する縁部32a、32bに対しては比較的近い2つの溶接ビード28を用いて溶接した場合を示している。

40

【0024】

両方の場合において、その組み付け方法はマイクロキャビティ34の発生を回避していない。尚、これらの図においては見やすさのためマイクロキャビティの寸法は誇張してある。広く“腐食トラップ”と呼ばれるこのマイクロキャビティは湿気を部品間結合部に貫入させ、以てこれら部品の腐食を加速させる。

【0025】

摩擦攪拌溶接の場合、補強材と航空機パネルとの間にマスティック樹脂層を介在させる

50

ことは、溶接時においてマスティック樹脂が補強材及びパネルを構成する材料と混ざってしまい溶接されたアセンブリの構造上の品質を劣化させるという理由で好ましいものではない。

【0026】

当然のことながら、この問題は溶接されるべきフランジの幅がこのフランジにおける回転ピンのフットプリント幅、即ち回転ピン径より大きい場合であって、特にフランジ幅が回転ピン径の2倍以上である場合に生じる。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0027】

10

本発明の1つの目的は、明らかにこの問題をシンプルで経済的かつ効果的に解決することにある。

【0028】

本発明は、特に、アセンブリの品質、速度及び低コストという点で摩擦攪拌溶接の利点を有する一方で、組み立てられた部品が腐食するリスクを最小限に抑えつつこれらの部品に最適な構造的特性を持たせるような、航空機パネルへの補強材溶接方法を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0029】

この目的を達成するために、本発明は少なくとも1つの航空機パネルに補強材のフランジを溶接する直線状透過摩擦攪拌溶接(FSW)方法を提供するものであり、ここでは少なくとも1個の回転ピンを使用して前記補強材フランジに沿って溶接ビードが作られ、前記補強材の前記フランジの幅は前記回転ピンの最大径よりも大きくなっている。

20

【0030】

本発明によれば、前記溶接ビードの断面は前記補強材の第1の側縁部から第2の側縁部へと延びる。

【0031】

“最大径”という用語は、このピンの幅が最も大きくなる位置でのピン断面の外径を意味するものとして理解されるべきである。そのピンは事実上、その横断面の径が変化するような形、例えば先細りの円筒形や円錐形を有するかもしれない。

30

【0032】

本発明による方法は、実際には、補強材フランジの幅が回転ピンの最大径よりも大きい場合、特に補強材フランジの幅が回転ピンの最大径の2倍よりも大きい場合に有効である。

【0033】

本発明による溶接方法は補強材フランジとパネルとの間のマイクロキャビティの発生を回避し、以てこれら部品の腐食のリスクを低減する。

【0034】

従ってこの方法は又、補強材フランジとパネルとの間にマスティック樹脂層を配置する必要性を無くし、摩擦攪拌溶接技術のからみでマスティック樹脂層を使用することにつきものの材料汚染の問題を回避する。

40

【0035】

これは補強材フランジがパネルに直接押圧されるのが好ましいことを意味している。

【0036】

本発明による方法の結果として得られるアセンブリの結束性はこのようにして最適化されるかもしれない。

【0037】

従って本発明は、一般に、補強材と航空機用パネルを組み立てるために摩擦攪拌溶接技術を使用するにあたって最適化された方法を提供するものである。

【0038】

50

即ち本発明は、特に速度と自動化の可能性という観点で摩擦攪拌溶接技術に固有の利点を提供する。

【0039】

本発明による方法に係る補強材は通常、補強材フランジに接続されたウェブを備えており、例えば航空機のノーズコーンやテールコーンに組み込まれるのを目的とした補強材の場合、ウェブはこのフランジに対し直交して延びるか、或いはフランジに対して傾斜した状態で延びる。

【0040】

大まかに言えば、本発明による方法は、前記パネルの第1の面上に補強材フランジを当てること、及び第1の面とは反対側の前記パネルの第2の面上に少なくとも1つの溶接ヘッドを当てることに加え、この溶接ヘッドを補強材フランジに沿って移動させることで摩擦による熱を発生させ、パネルを形成する材料と補強材フランジを形成する材料とをこのフランジの第1の側縁部から第2の側縁部にかけて局部的に軟化させることを含む。

10

【0041】

当然ながら、本方法は補強材フランジ上に対抗支持手段を当てることで上述した溶接ヘッドによって加えられた圧力に対抗することを含む。そのような対抗支持手段の例については以下に詳しく述べる。

【0042】

本発明による溶接方法は透過溶接を含むため、溶接ビードはパネルの前記第2の面から始まってその厚さ方向に延びる。更に、溶接方法の終了時においては補強材フランジの構造的均質性を高めるため、その溶接ビードは補強材フランジの厚さの大部分にまで及ぶことが好ましい。

20

【0043】

補強材フランジは2枚の隣接したパネルと一緒に溶接されるかもしれない。

【0044】

従って本方法では2枚のパネルの突き合わせ溶接と、パネルの夫々の隣接部分への補強材フランジの透過溶接とを一緒に実行する。

【0045】

大まかに言えば、前記パネルは胴体パネルであるかもしれないし、前記補強材は周状フレームか、或いはその周状フレームの角張った部分であるかもしれない。

30

【0046】

この場合、溶接ヘッドの移動は湾曲した軌道に沿って達成される。

【0047】

周状フレームのフランジは、例えば円筒状の回転形、又は回転円筒の一部分である形を示す。

【0048】

この場合、各溶接ヘッドの移動はその全体が、前記胴体パネルによって規定された胴体軸を中心とする円又は円弧の軌道に沿って達成される。

【0049】

航空機の胴体パネルには、航空機の外側に位置して飛行中に胴体に沿って流れる相対気流によって洗浄されるように設計された面として定義される外面と、その反対側に位置する内面とがある。当然ながら上述した周状フレームはその胴体パネルの内面上に溶接される。

40

【0050】

本方法が2枚の隣接した胴体パネルに周状フレームのようなものを溶接することを含むような場合、方法の終了時点で得られる結合部は“オービタル結合”として広く知られたタイプのものである。

【0051】

或いは又、前記補強材は“ストリンガー”として知られる縦補剛材であるかもしれない。

50

【0052】

この場合、各溶接ヘッドの移動は、特に胴体パネルが航空機のノーズコーンとテールコーンとの間に位置する胴体部分の長さを対象とする場合、実質上、直線軌道に沿って行われるかもしれない。

【0053】

更に別の代替例では、パネルは例えば航空機の翼や尾翼のような航空機の翼面要素の空力パネルであるかもしれない。

【0054】

この場合、補強材は例えば航空機の要素のスパーやリブであるかもしれない。

【0055】

更に別の代替例では、パネルは航空機のフロア部分を形成するパネルであるかもしれないし、そのような場合、補強材はそのようなフロアを支持する横材やそのようなフロアに取り付けられた座席をガイドするレールであるかもしれない。

【0056】

更に別の代替例として、パネルは航空機の脚エンクロージャーの一部を形成しても良く、或いは航空機の格納タンクの基部を形成しても良い。

【0057】

大まかに言えば、本発明の方法は複数の溶接ヘッドを備えた溶接システムの使用を含み、各溶接ヘッドは回転ピンと、その回転ピンの基部に延びる肩部とを備え、更に対抗支持面を備えることが好ましい。

【0058】

この場合、この方法は一方で前記パネルと前記補強材フランジとに前記溶接ヘッドの各回転ピンを挿入することを含んでおり、次いで、前記回転ピンの摩擦によって生じた熱によって発生した、パネルを形成する材料と補強材フランジを形成する材料との局部軟化によって、前記溶接ヘッドが前記補強材フランジに沿って溶接方向に移動する。

【0059】

他方では、回転ピンのこの挿入と移動に関連してその方法は、前記回転ピンによって加えられた圧力に対抗するために補強材フランジ上に対抗支持ユニットの支持面を当てることを含む。

【0060】

溶接ヘッドの各回転ピンは、溶接方向と各回転ピンの回転軸とに対して直交する横断方向に互いにオフセットされていることが好ましい。

【0061】

好ましくは、前記溶接ヘッドの各回転ピンの全てによって形成されるフットプリントの断面は実質上、補強材のフランジの第1の側縁部から第2の側縁部へと延びる。

【0062】

“実質上”という用語は、ここではフットプリントが補強材フランジの各側縁部から0.2 mm以下の距離まで延びることを意味するものと理解されたい。

【0063】

これにより、その方法の最後に得られる溶接ビードはそれ自体、断面が補強材フランジの第1 側縁部から第2の側縁部まで延びることが確実となる。

【0064】

“フットプリント”という用語は、前記回転ピンの回転によって生じる攪拌現象とは関係なく回転ピンをこの材料の中に挿入することによって材料中に生じる痕跡を意味するものと理解されたい。

【0065】

尚、各溶接ヘッドの肩部は固定されたものでも回転するものでも良い。後者の場合、肩部の回転方向は同じ溶接ヘッドの回転ピンの回転方向と同じでも良く、或いは“デルタN”として広く知られた形態において前記回転ピンのそれと反対の方向であっても良い。

【0066】

10

20

30

40

50

好ましくは、各回転ピンは補強材のフランジに対して、溶接ビードから遠い側のフランジ面から0.2mm～0.5mmの深さまで侵入する。

【0067】

以下の説明で明らかになるように、これによって回転ピンが前記対抗支持手段と接触するリスクが低減される。

【0068】

発明の好ましい実施形態では、前記複数の溶接ヘッドは三角形の形に配置された3つの溶接ヘッドを備える。

【0069】

そのような溶接ヘッドの形態は、航空機の補強材フランジの全幅をカバーする溶接ビードの形成には特に適したものである。

10

【0070】

この場合、前記複数の溶接ヘッドは、溶接方向に直交する所定平面に関して中心をおいた2つの側方溶接ヘッドと、前記側方溶接ヘッドの夫々に関して前記溶接方向にオフセットされた中央溶接ヘッドとを備えることが好ましい。

【0071】

“溶接方向”なる用語は各溶接ヘッドによって追従される全軌道に対する接線方向を意味するものと理解されたい。そのような方向は上述した各回転ピンの回転軸に対して実質上直交する。

【0072】

20

溶接方向における中央溶接ヘッドの回転ピンの投影は側方溶接ヘッドの各回転ピンを遮ることが好ましい。

【0073】

この特徴は、一方における中央溶接ヘッドの回転ピンのフットプリントと、他方における側方溶接ヘッドの各回転ピンの各フットプリントとの間におけるある程度のオーバーラップを保証する。これは特に溶接ビードの均質性を最適化する。

【0074】

発明の好ましい実施形態では、前記溶接ヘッドの第1の溶接ヘッドは補強材のウェブに面して位置決めされる一方で他の2つの溶接ヘッドは前記補強材ウェブに対してオフセットされ、前記第1溶接ヘッドの回転ピンは他の2つの溶接ヘッドの各回転ピンほど深く前記補強材フランジ内へと入り込まない。

30

【0075】

この形態は補強材のウェブ近くに位置する補強材フランジの臨界構造部へのダメージのリスクを低減する。

【0076】

特に前記第1の溶接ヘッドは前記中央溶接ヘッドであっても良い。

【0077】

この形態は、補強材が補強材フランジに対して実質上中央に位置するウェブを備える場合、特に適したものとなる。

【0078】

40

本発明の好ましい実施形態では、前記溶接ヘッドは前記中央ヘッドが前記側方溶接ヘッドの後方に位置するような方向で移動する。

【0079】

大まかに言えば、これら溶接ヘッドによって、関係する補強材フランジの全幅を覆うような溶接ビードが獲得される限り、本発明による溶接方法を実行するにあたって他の形態の溶接ヘッドも可能である。

【0080】

加えて、対抗支持ユニットの前記支持面は、対抗支持ユニットで支持されかつ補強材ウェブに対して転動する2つのクランプローラによって合同して形成されることが好ましい。

50

【0081】

一般に、そのようなクランプローラは特に、シンプルな設計の低コスト熱交換装置を組み込むことができ、溶接の間、補強材とパネルを効果的に冷却できるという利点を提供する。

【0082】

或いは、すべてが本発明の範囲から全く逸脱することなく、そのような冷却は、例えばこの目的のために提供された追加ロボットを使って溶接領域に冷却剤を噴霧したり、熱交換流体で満たされたタンクに溶接設備全体を浸漬することにより実行するようにしても良い。

【0083】

これらクランプローラの夫々は、補強材フランジの対応する縁部に対して押圧される肩部を有することが好ましい。

【0084】

加えて、これらクランプローラは補強材のウェブを挟み込むことが好ましい。

【0085】

或いは又、対抗支持ユニットの支持面は、全て本発明の範囲から逸脱することなく、“カウンターフォーム”として知られる静的部品から形成されるようにしても良い。

【0086】

本発明は又、上述したタイプの溶接方法を実行する溶接システムであって、三角形に配置された3つの溶接ヘッドを備え、その夫々が回転ピンと回転ピンの基部に延びる肩部を備えるような溶接システムにも関係している。

【0087】

必然的に、このシステムには本発明による方法に関係した上記利点があり、更に上述した優先的特性の1つ又はそれ以上を示すかもしれない。

【0088】

或いは又、上述したタイプの溶接方法を実施するために他の種類の溶接システムを使用することも可能である。

【0089】

本発明は、添付された図面を参照しながら非制限的な例の記載でしかない以下の説明を読むことにより一層容易に理解され、その詳細、利点及び特徴も明らかになるであろう。

【図面の簡単な説明】

【0090】

【図1】既に記述されたものであって、摩擦攪拌溶接技術によって突き合わせ溶接された2部品の部分的斜視図である。

【図2】既に記述されたものであって、摩擦攪拌溶接技術によって突き合わせ溶接された2部品の斜視図であり、また両部品を支持するカウンターフォームを示した図である。

【図3】既に記述されたものであって、従来の摩擦攪拌溶接技術を使用して航空機胴体に固定された周状フレームの縦断面図である。

【図3a】図3の詳細部III aの拡大図である。

【図3b】図3aに類似し、別の既知タイプの摩擦攪拌技術を使用して航空機の胴体パネルに固定された周状フレームの図である。

【図4】航空機の周状フレームと胴体パネルからなるアセンブリのための本発明の好ましい実施形態による幾つかの溶接システムを備えた溶接設備の側方図である。

【図5】図4の溶接設備において、図4のV-V面に沿った横断面図であって、この溶接設備に属する溶接システムを示した図である。

【図6】図5の溶接システムにおいて、図5のVI-VI面に沿った部分的拡大縦断面図である。

【図7】図5のVII-VII面に沿い、図5の部分を更に拡大した断面図である。

【図8】航空機の胴体パネルと、それに固定された2本の周状フレームの部分的斜視図であって、このパネル上での溶接ヘッドの軌道を示した図である。

10

20

30

40

50

【図 9】本発明の別実施形態による溶接システムを備えた溶接設備の部分的側方図である。

【図 10】本発明の更なる別実施形態による溶接システムを備えた溶接設備の部分的側方図である。

【発明を実施するための形態】

【0091】

以上の全図面において、同じ参照番号は同一要素又は類似の要素を示している。

【0092】

図 4 は、本発明の好適実施形態に沿って航空機の胴体パネルに周状パネルを組み付けるための透過摩擦攪拌溶接方法を実施するように設計された摩擦攪拌溶接設備 40 を示した概略図である。

10

【0093】

特に、この図 4 は 5 本の周状フレーム 22 を示しており、各フレームは周状フレーム 22 にある 2 つの心出し孔を通る 2 個の心出しピン 44 によって支持部 42 に固定されるが同フレームは例えば心出しピン 44 と併せて作用するピンによって保持されるようにしても良い。

【0094】

航空機の胴体パネル 24 によって形成された表皮は、各周状フレーム 22 のフランジ 26 の外面に当てられる。

20

【0095】

更に、4 台の溶接システム 46 が周状フレーム 22 と胴体パネル 24 を保持する支持部 42 に対向するように並設される。見やすくするため、4 台の溶接システム 46 は周状フレーム 22 に対して長手方向オフセットされた状態で示しているが、溶接設備 40 の作動中は各溶接システム 46 は夫々対応する周状フレーム 22 に実質上対面した形で配置される。

【0096】

図 5 は図 4 の V-V 面に沿った溶接設備 40 断面を示しており、側方から見たこれら溶接システム 46 の 1 つを示している。

【0097】

この溶接システム 46 全体は溶接ユニット 48 と対抗支持ユニット 50 を備えており、それらは周状フレーム 22 と胴体パネル 24 を支持する支持部 42 の両側で互いに向かい合って配置されている。

30

【0098】

溶接装置ユニット 48 は、以下の説明で一層明確になるが、複数の溶接ヘッドを設けた溶接装置 54 をロボットアーム 52 の一端に備えたロボットの形態をとる。

【0099】

溶接ユニット 48 は特に、溶接装置 54 が周状フレーム 22 に沿って図 5 の面内で、胴体パネル 24 の接線方向である局部溶接方向 56 に沿って移動できるように設計されている。

【0100】

40

溶接ユニット 48 は更に、以下の説明で明確となるように、この溶接装置の溶接ヘッドの各回転ピンが胴体パネル 24 と周状フレーム 22 を形成する材料に侵入する方向に溶接装置 54 を動かせるように設計される。この侵入方向は矢印 57 で示され、図 5 の平面と図 5 の VI-VI 面の交点を形成する線に平行である。その名が示す通り、この侵入方向 57 は胴体パネル 24 の外面に垂直であり、従って上述した溶接方向 56 に対し直交する。

【0101】

対抗支持ユニット 50 も又、ロボットアーム 58 を装備したロボットの形態をとる。このロボットアームの先端には、周状フレーム 22 のウェブ 30 の両側に 2 本の支持アーム 60 が装着されるが、図 5 ではこれら支持アーム 60 の内的一方だけを見ることができる。これら支持アーム 60 は夫々、クランプローラ 62 とガイドローラ 64 を保持するが、

50

それらは以下の説明でより明確となる。

【0102】

図6は、溶接設備40を使用する摩擦攪拌溶接方法を実施するのに使われる主要な要素をより詳細に示している。

【0103】

図6に示すように、溶接装置54は三角形(図6)に配置された3つの溶接ヘッドを備える。これらの溶接ヘッドは、2つの側方溶接ヘッド54aと中央溶接ヘッド54bとして配分され、この内中央溶接ヘッド54bは、図7に明確に示すように、側方溶接ヘッド54aに対して後方(溶接方向56に沿って定義された後方)に向けてオフセットされる。

10

【0104】

上述した3つの溶接ヘッド54a、54bの夫々は、溶接方向に実質上直交し、かつ胴体パネル24の外・内面70、72に実質上垂直になる回転軸68a、68bの周りで回転する回転ピン66a、66b(図6及び図7)を備える。3つの溶接ヘッド54a、54bは更に、対応する回転ピン66a、66bの基部に肩部74a、74bを備える。この肩部74a、74bは、それ自体既知の方法により、対応する回転ピン66a、66bの回転方向と同じ方向又は逆の方向に回転可能であるか固定された状態にある。各回転ピン66a、66bは、各回転ピンの断面が回転ピンの自由端へ方向に、言い換えれば対応肩部74a、74bとは反対側に向かって減少するように、全体的に先細の形状を有する。各回転ピンについて最大径 D_{max} (図7)は、ピン断面が最も広くなる所でのピン断面径として定義され、それは対応する肩部74a、74bと隣接する回転ピン基部に位置する。

20

【0105】

当然ながら溶接ユニット48は回転ピン66a、66bを回転させる駆動モータ手段であって、場合によっては肩部74a、74bを回転させる駆動モータ手段を備える。

【0106】

上述した溶接ヘッドの各肩部74a、74bは同じ平面内に延びる。従って、これらの肩部74a、74bは、図6及び図7に示すように、胴体パネル24の外面70に同時に押されるかもしれない。

【0107】

側方の溶接ヘッド54aの各回転ピン66aは、胴体パネル24と周状フレーム22のフランジ26の累計厚さよりも僅かに小さい高さを持つ。これらの回転ピン66aの高さと胴体パネル24とフランジ26の累計厚さとの差は通常、10分の何ミリのオーダーであって、好ましくは0.2~0.5mmの範囲にある。回転ピンの“高さ”という用語は当然ながら回転軸に沿ったピンの長さを指している。

30

【0108】

更に、中央の溶接ヘッド54bの回転ピン66bは側方溶接ヘッド54aの各回転ピン66aのそれよりも高さが小さいが、その高さは胴体パネル24の厚さよりも大きい。一方の回転ピン66bの高さと他方の回転ピン66aの高さとの差は通常、10分の何ミリのオーダーであって、好ましくは0.2~0.5mmの範囲にある。

40

【0109】

大まかに言えば、3本の回転ピン66a、66bは、側方溶接ヘッド54aの各回転ピン66aの各回転軸68aを側方溶接ヘッド54aの方向に通る平面P(図7)に垂直な中央溶接ヘッド54bの回転ピン66bの投影がこれら側方溶接ヘッド54aの回転ピン66aを遮るように配置される(図6)。更に、3本の回転ピン66a、66bによって形成されるアセンブリの幅は周状フレーム22のフランジ26の幅と実質上等しい。これにより、以下の説明でより明らかになるように、溶接ユニットを用いて得られる溶接ビードが上述したフランジ26の全幅を確実にカバーすることができる。

【0110】

図6は更に、支持アーム60によって支持されるクランプローラ62とガイドローラ6

50

4を備える支持アーム60の端部分を示している。

【0111】

各クランプローラ62は、ローラの幾何学的回転用軸でもある回転軸76の周りに対応する支持アーム60上で回転するように取り付けられる。

【0112】

クランプローラ62は周状フレーム22のウェブ30の2側部に対して夫々当てられるように設計された夫々の側壁78を有する。このようにして周状フレーム22のウェブ30は、図6に示すようにクランプローラ62の夫々の側壁78の間に差し挟まれるかもしれない。この目的達成のため、対抗支持ユニット50のロボットアーム58は、各支持アーム60を他方の支持アーム60に向かって動かし、以てクランプローラ62を互いに対して動かすことができる支持アーム60作動手段を備える。

10

【0113】

図6に示すように、各クランプローラ62は更に回転軸76の周りを周回する円筒形の主円周トラック80を有し、主円周トラック80はクランプローラ62の側壁78から延びかつ周状フレーム22のフランジ26の内面に対して押圧されるように設計される。

【0114】

各クランプローラ62の側壁78は、周状フレーム22のウェブ30の対応側部を同フレームのフランジ26に接続する湾曲面に対し適合するように設計された湾曲円周部分81によって対応する主円周トラック80に接続される。

【0115】

2つのクランプローラ62の各主円周トラック80は組み合わされた状態で、本発明に属する専門用語において、周状フレーム22のフランジ26の支持面を形成する。

20

【0116】

更に各クランプローラ62は、同ローラの側壁78に対向する側でクランプローラの主円周トラック80の一端を成す周状肩部82を有する。この周状肩部82はローラの側壁78に対向する側にあるクランプローラ62の端面85へと延びるクランプローラの第2の円周トラック84に接続される。第2円周トラック84は、図6に示すように胴体パネル24の内面72に実質上接触することを目的としている。この目的を達成するため、各クランプローラ62の周状肩部82は、周状フレーム22のフランジ26の厚さに実質上等しい幅を有する。

30

【0117】

尚、各クランプローラの主円周トラック80と第2円周トラック84は円筒形状でも先細形状でも良い。

【0118】

加えてクランプローラ62は冷却装置を備える。即ち、これらのクランプローラの夫々はクランプローラ76の軸線76を中心とした実質的に環状の流路C1を備え、入口流路C2に接続された端部と出口流路（図示せず）に接続された反対側の端部とを有する。入口流路と出口流路はクランプローラの端面85上で開口しかつ供給パイプC3と出口パイプ（図示せず）に夫々接続され、供給パイプC3と出口パイプは、対応する支持アーム60内に配置されると共に、熱伝導流体を冷却するために使用される熱交換器（図示せず）に接続される。

40

【0119】

更に、各ガイドローラ64が、対応するクランプローラ62の回転軸76に直交する各回転軸86の周りで回転できるように取り付けられる。

【0120】

各ガイドローラ64は、円筒形でかつガイドローラ64の回転軸86の周りで旋回する円周ガイドトラック88を有し、同ガイドトラックは周状フレーム22のフランジ30の対応する面に対して押圧されるように設計される。

【0121】

溶接設備40の溶接システム46の一つを用いて周状フレーム22を胴体パネル24に

50

溶接するために用いられる摩擦攪拌溶接方法について、図5～図8を参照して以下更に詳細に説明することにする。

【0122】

この方法は、まず第1に溶接システム46の溶接ユニット48と対抗支持ユニット50を周状フレーム22に対面するように予め位置決めすることを含んでいる。必要ならばこの予備位置決めは溶接設備40の溶接システム46を移動すること、及び／又は周状フレーム22と胴体パネル24を支持する支持部42を移動することによって達成されるかもしれない。

【0123】

その方法は次に、周状フレーム22のフランジ26に垂直に3個の溶接ヘッド54a、54bの各回転ピン66a、66bを位置決めすることを含む。3個の回転ピン66a、66bのレイアウトのせいで、これら3個の回転ピン66a、66bによって形成されたアセンブリの侵入方向57における投影は実質上フランジ26の全幅を遮る。この位置決めは溶接ユニット48のロボットアーム52の作動によってなされるようにしても良い。

10

【0124】

その方法は次いで、回転ピン66a、66bの自由端を胴体パネル24の外面に接触させるように溶接ユニット48、特にロボットアーム52を作動することを含む。

【0125】

方法は、各クランプローラ62の側壁78が周状フレーム22のウェブ30に対して押圧されかつ各クランプローラ62の主円周トラック80が周状フレーム22のフランジ26に対して押圧されるように対抗支持ユニット50の各クランプローラ62を位置決めすることを含む。特に、各クランプローラ62は、その回転軸76が局部的に胴体パネル24と平行であってかつ溶接方向56と侵入方向57に直交するように位置決めされる。クランプローラ62の位置決めは、対抗支持ユニット50、特にロボットアーム58を作動することによってなされるようにしても良い。

20

【0126】

図6に示したクランプローラ62のこの位置において、各クランプローラ62の回転軸76は周状フレーム22のウェブ30に対して直交する一方、各ガイドローラ64の回転軸86は上述したウェブ30に平行である。更に、各クランプローラ62の周状肩部82は周状フレーム22のフランジ26の側縁部に対して押圧され（図6）、各ガイドローラ64の円周トラック88は周状フレーム22のウェブ30に対して押圧される。

30

【0127】

大まかに言えば、クランプローラ62は更に溶接装置54に対面配置される。図示された例では、クランプローラ62の位置決めは、各クランプローラ62が側方の溶接ヘッド54a（図6及び図7）の一方の回転ピン66aの回転軸68aによって遮られるようになされる。より詳しく言えば、各クランプローラ62の回転軸76は、クランプローラの回転軸68aに平行な各クランプローラ62の回転軸76の投影がそれでもなおクランプローラを遮るように、対応する回転ピン66aの回転軸68aに対して僅かに前方にオフセットされる。

【0128】

その方法は、回転ピン66a、66bを回転させ、適切な場合には、関連付けられた肩部74a、74bを回転させ、次いで、胴体パネル24を形成する材料と周状フレーム22のフランジ26を形成する材料とに回転ピンを挿入することを含んでいる。この挿入は、既知の摩擦攪拌溶接の原理に従い、材料を局部的に軟化することにより可能となり、回転ピンの摩擦によって起こる。

40

【0129】

次いでその方法は、好ましくは回転ピン66a、66bが周状フレーム22のフランジ26全体を覆うような態様で溶接ヘッド54a、54bが周状フレーム22に沿って移動するように、溶接ユニット48、特にロボットアーム52を作動させることを含む。

【0130】

50

溶接ヘッド 5 4 a、5 4 b の移動時、回転ピン 6 6 a、6 6 b の急速回転は、これら回転ピン夫々の周りに、胴体パネル 2 4 及びフランジ 2 6 を形成する局部的軟化材料の攪拌を生み出す。3 本の回転ピン 6 6 a、6 6 b のレイアウトにより、攪拌された材料領域は一方の側縁部 3 2 a からフランジ 2 6 の他方の側縁部 3 2 b へと延びる。図示された例では、3 つの回転ピン 6 8 a、6 8 b の全てのフットプリントが、断面において、溶接ヘッド 5 4 a、5 4 b の移動中に上述したフランジ 2 6 全体を覆う。これは、そのフットプリントがフランジ 2 6 の一方の側縁部 3 2 a から他方の側縁部 3 2 b へと延びていること意味している。ここで“フットプリント”という用語は、ピンの回転によって生じる攪拌現象とは無関係に、回転ピン 6 6 a、6 6 b をこの材料の中に挿入することで材料に生じる痕跡を意味するものと理解されたい。

10

【0131】

加えて、更に溶接ヘッド 5 4 a、5 4 b の移動時は、上述したように中央溶接ヘッド 5 4 b の回転ピン 6 6 b の制限された高さのせいで、この後者の回転ピン 6 6 b は、クランプローラ 6 2 の夫々湾曲した周状部分 8 1 と夫々接触しかつ周状フレーム 2 2 のウェブ 3 0 の面を周状フレーム 2 2 のフランジ 2 6 に接続する周状フレーム 2 2 の湾曲面に到達しない。従って、周状フレーム 2 2 のこれら湾曲面の完全性を保持することができる。

【0132】

更に、上述したようにこれら回転ピン 6 6 a の制限された高さのせいで、側方溶接ヘッド 5 4 a の各回転ピン 6 6 a はクランプローラ 6 2 の夫々の主円周トラック 8 0 に到達しない。

20

【0133】

それと同時に、対抗支持ユニット 5 0 は、溶接装置 5 4 の動作に同期された態様において、図 7 に示すようにクランプローラ 6 2 が溶接ヘッド 5 4 a、5 4 b の各回転ピン 6 6 a、6 6 b のアセンブリによって加えられた圧力に実質的に対抗する支持を連続して発揮するように、周状フレーム 2 2 のフランジ 2 6 の内面及び胴体パネル 2 4 の内面 7 2 上でのクランプローラ 6 2 の転動を達成するように作動される。

【0134】

更にクランプローラ 6 2 は、周状フレーム 2 2 のフランジ 2 6 の一部に対して適合することで軟化した材料の閉じ込め及び構造 (conformation) に関与する。各クランプローラ 6 2 の周状肩部 8 2 は、特に、フランジ 2 6 の夫々の側で材料を保持するのに使われる。

30

【0135】

クランプローラ 6 2 の動作と組み合わせられて、ガイドローラ 6 4 は夫々、周状フレーム 2 2 のウェブ 3 0 の両面上を転動し、以て胴体パネル 2 4 に対する周状フレーム 2 2 の心出しに寄与する。

【0136】

溶接方法の終わりに、冷却後、先に攪拌された材料はその剛性を取り戻し、周状フレーム 2 2 のフランジ 2 6 と胴体パネル 2 4 との間の完全な結合を提供する溶接ビード 9 0 (図 8) を形成する。この溶接ビード 9 0 は先に攪拌された材料の領域に対応しており、従って周状フレーム 2 2 のフランジ 2 6 の全幅を覆う。

【0137】

上述した方法は装備 4 0 における 1 つの溶接システム 4 6 の仕事に対応している。当然ながら他の溶接システム 4 6 も同じ処理を並行して実施可能である。

40

【0138】

上述した方法は隣接した 2 枚の胴体パネルへの周状フレームの同時溶接にも適用可能であることを留意されたい。この場合、方法は、2 枚の隣接パネルの突き合わせ溶接とパネルの隣接した端部への周状フレームの透過溶接とを合同で実行する。

【0139】

図 9 は本発明の別実施形態による溶接システム 4 6 を示しており、溶接ユニット 4 8 は更に、非破壊検査装置 9 2 と防食処理装置 9 4 とを備え、それらはロボットアーム 5 2 によって支持され、各々が従来型であり得る。非破壊検査装置 9 2 は例えば超音波検査装置

50

である。

【0140】

本溶接法を実行している間、溶接装置は、非破壊検査装置92が溶接装置54に対して遅延するような状態、即ち溶接装置の後方に配置され、防食処理装置94が非破壊検査装置92に対して遅延するような状態、即ち非破壊検査装置の後方に配置され、以て溶接方向56が可能になるように位置決めされる。

【0141】

このようにして非破壊検査装置92は溶接ビード90が形成された直後において、その品質を自動的に検査するために使用される。

【0142】

欠陥が検出された場合、その後、溶接法は溶接装置54の逆動作を含み、その後、溶接のやり直しが溶接ビード90の欠陥域からスタートする。

【0143】

更に、非破壊検査装置92による検査で欠陥が示されなかったときにこの品質検査の直後に溶接ヘッド90において胴体パネル24の外面上に防食処理を施すために防食処理装置94を使用することができる。

【0144】

これに代わるか、或いは補足的な形で非破壊検査装置及び／又は防食処理装置を対抗支持ユニット50のロボットアーム58に取り付け、周状フレーム22のフランジ26に作用するようにしても良い。

【0145】

加えて、図9の例はクランプローラとガイドローラのもう1つの形態を示している。

【0146】

実際において、図9の対抗支持ユニット50は上述した2個のクランプローラ62だけでなくクランプローラ62の後方に配置された2個の追加のクランプローラ96も備え、クランプローラ62と同様に溶接方向56を可能としている。これらの追加のクランプローラ96も又、周状フレーム22のフランジ26の内面に対して押圧される。

【0147】

対抗支持ユニット50は2個のガイドローラ64'を備え、その回転軸86'はクランプローラ62、96の各回転軸76、76'に平行になっている。これらのガイドローラ64'は周状フレーム22のランナ98の内面に対して押圧される。尚、このランナ98は図6及び図8でより明確に見ることができる。

【0148】

更に、図10に示した本発明の別実施形態では、溶接ユニット48は、好ましくは上述した溶接装置54と同様でありながらも非破壊検査装置92と防食処理装置94との間に配置される第2の溶接装置100によって形成される修復装置を更に備える。

【0149】

この第2の溶接装置100は非破壊検査装置92が何らかの欠陥を検出しない限りにおいては不作動状態に保持され、欠陥検出を受けて作動状態となる。この場合、方法は、その後、第2の溶接装置100による溶接ビード90の欠陥領域における溶接の再処理を含む。欠陥領域のこの再処理の終わったところで、方法は普通に溶接装置54を使用し続ける。

【0150】

従って第2の溶接装置100は、非破壊検査装置92によって欠陥が溶接ビード90内に検出された場合、溶接装置54の逆動作を回避する。このことは溶接処理をさらに迅速なものにする。

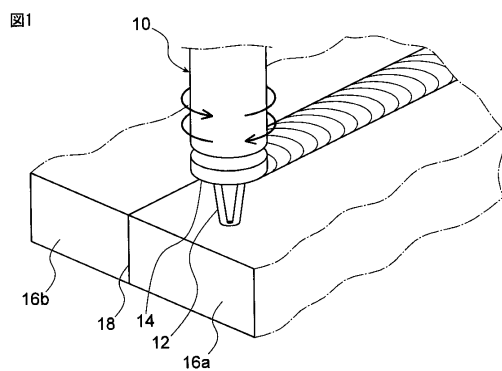
【0151】

前述の説明では、本発明による溶接方法と本方法を実行可能にする設備の例が、航空機の胴体パネルへの周状フレームの溶接に関係するものことに限って説明された。

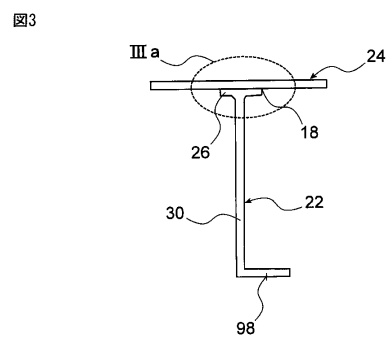
【0152】

本発明は、他の部品の溶接、特に縦補剛材やスパーや横材の溶接に対しても適用できることに留意されたい。

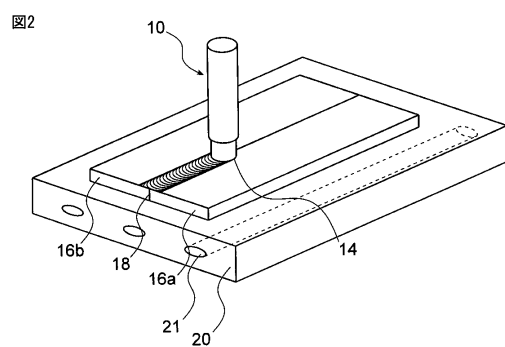
【図 1】



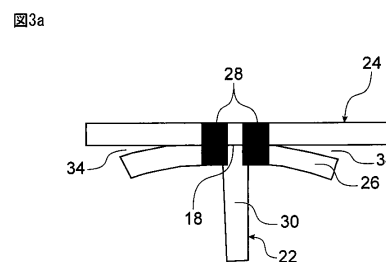
【図 3】



【図 2】

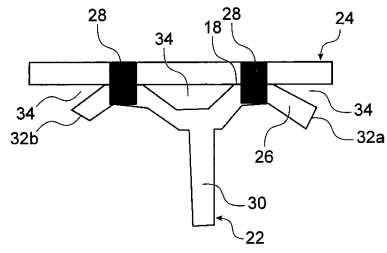


【図 3 a】



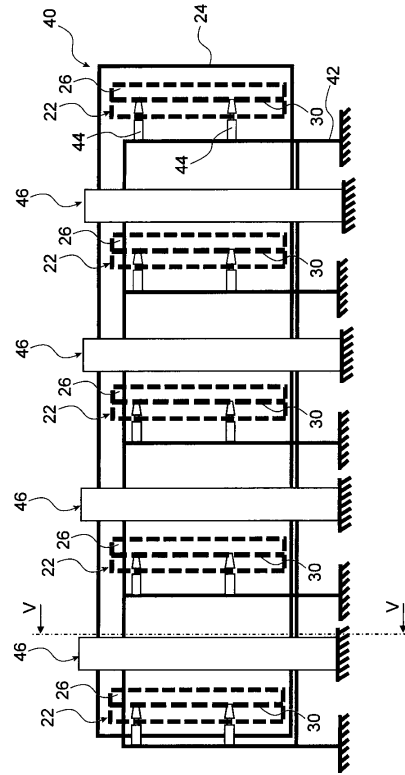
【図 3 b】

図3b



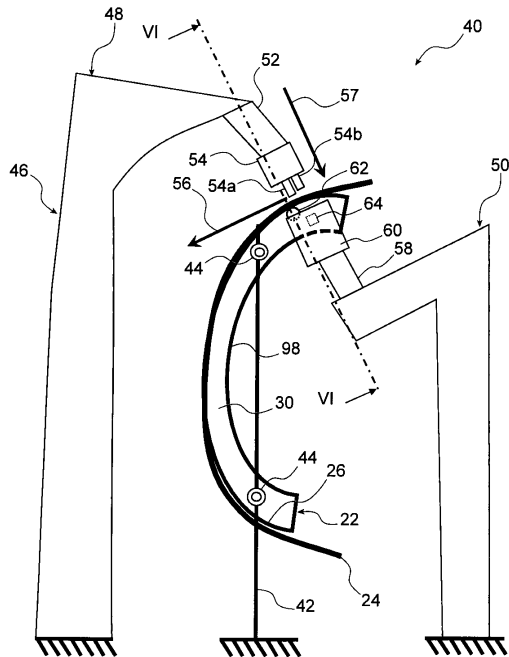
【図 4】

図4



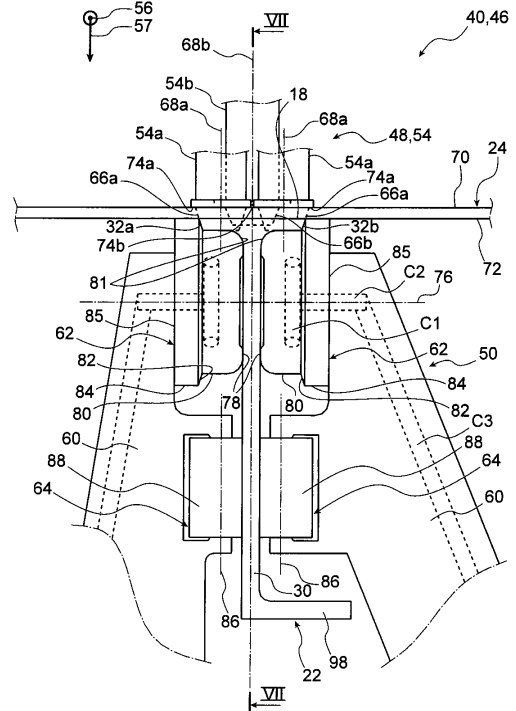
【図 5】

図5



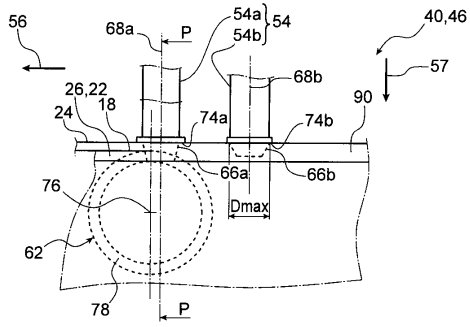
【図 6】

図6



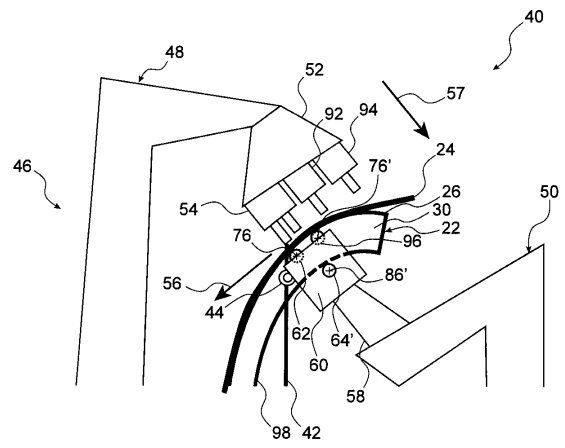
【図 7】

図7



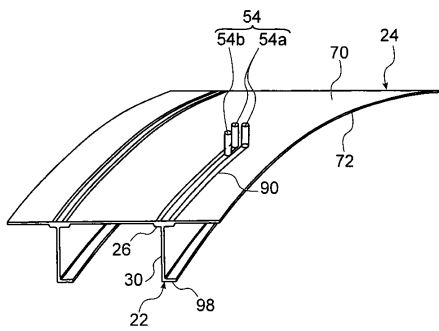
【図 9】

図9



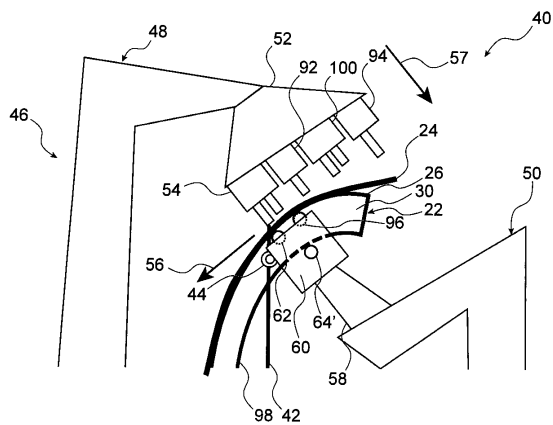
【図 8】

図8



【図 10】

図10



フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I
B 6 4 F 5/10

(74)代理人 100157211

弁理士 前島 一夫

(72)発明者 クリストフ ミアーレ
フランス国, 8 1 5 0 0 ジルサン, ラ ジャニユー

(72)発明者 パトリック リーベン
フランス国, 3 1 6 2 0 フロントン, ロティスメント ル ブジェ 1, リュ デ シェネ 1
6

(72)発明者 ロマン ドゥライエ
フランス国, 3 1 7 7 0 コロミエール, アレー ドゥ ロルヌ 7

審査官 竹下 和志

(56)参考文献 特表2011-524255 (JP, A)
特表2012-509772 (JP, A)
米国特許出願公開第2005/0139640 (US, A1)
米国特許第6070784 (US, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
B 2 3 K 2 0 / 0 0 - 2 0 / 2 6