

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5184523号
(P5184523)

(45) 発行日 平成25年4月17日(2013.4.17)

(24) 登録日 平成25年1月25日(2013.1.25)

(51) Int. Cl. F I
B 6 4 C 3/26 (2006.01) B 6 4 C 3/26
B 6 4 C 3/18 (2006.01) B 6 4 C 3/18

請求項の数 6 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2009-515386 (P2009-515386)	(73) 特許権者	500520743
(86) (22) 出願日	平成19年4月6日(2007.4.6)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公表番号	特表2009-539702 (P2009-539702A)		The Boeing Company
(43) 公表日	平成21年11月19日(2009.11.19)		アメリカ合衆国、60606-1596
(86) 国際出願番号	PCT/US2007/008695		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(87) 国際公開番号	W02008/054499	(74) 代理人	100109726
(87) 国際公開日	平成20年5月8日(2008.5.8)		弁理士 園田 吉隆
審査請求日	平成22年4月1日(2010.4.1)	(74) 代理人	100101199
(31) 優先権主張番号	11/423,885		弁理士 小林 義教
(32) 優先日	平成18年6月13日(2006.6.13)	(72) 発明者	キスマートン, マックス・ユー
(33) 優先権主張国	米国 (US)		アメリカ合衆国、98058 ワシントン州、レントン、サウスイースト・ワンハンドレッドアンドシックスティサード・プレイス、14227

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 複合翼胴継手

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

複合翼パネルであって、
中央部分(110)、第1の翼部分(106)および第2の翼部分(108)として構成された少なくとも3つの部分を含み、
前記中央部分(110)は、前記中央部分の0度軸が実質的に航空機の機体の長手方向の軸を横切るように、前記機体を横切って延在するように構成され、
前記第1及び第2の翼部分は、前記中央部分(110)の対向する側部で、これら部分間の界面で前記中央部分に一体的に形成され、それによりこれら部分が前記第1の翼部分の先端から前記第2の翼部分の先端にかけて一体的に形成され、
該2つの翼部分が各翼部分に対応する0度軸が前記中央部分の0度軸に対して相対的な後退角で配置されるように、前記中央部分に対して傾斜し；
前記第1および第2の翼部分ならびに前記中央部分は各々、各部分の0度軸に沿ってほぼ長さ方向に配置された複数の0度に近い複合材料の層を含み、
前記第1および第2の翼部分及び前記中央部分の前記複数の層の少なくとも一部は、これら部分間の前記界面を横切る一部重ね合わせパターンで配置されることにより、前記界面の上に積層された外板(114)を形成し、
前記一部重ね合わせパターンは、前記外板(114)の1つ以上の肉厚部分が前記中央部分と各翼部分との間に形成されるように、前記中央部分の0度に近い層と各翼部分の0度に近い層との部分的な重ね合わせを含む、複合翼パネル。

10

20

【請求項 2】

前記一体的に形成された部分が機体に接合されたときに、前記 1 つ以上の肉厚部分が各々、前記一体的に形成された部分が機体に接合される場所に隣接する機体の各側部上に位置するように、前記中央部分 (1 1 0) の長さは実質的に機体の幅に相当する、請求項 1 に記載の複合翼パネル。

【請求項 3】

前記第 1 の翼部分 (1 0 6) および前記第 2 の翼部分 (1 0 8) の 0 度に近い層と前記中央部分 (1 1 0) の 0 度に近い層との部分的な重ね合わせはそれぞれの後退角をなし、各翼部分の 0 度に近い層は、負荷を受けると、前記中央部分のせん断層として機能して前記負荷の少なくとも一部を部分的に重ね合わされた層の間の角度的せん断を介して前記中央部分に伝達する、請求項 1 または 2 に記載の複合翼パネル。

10

【請求項 4】

前記一部重ね合わせパターンは、前記部分間の界面に隣接する前記外板 (1 1 4) の肉厚部分を含み、

各部分の層 (2 0 8) の終点は、前記肉厚部分が徐々に生じるように互いにオフセットされている、請求項 1 から 3 のいずれかに記載の複合翼パネル。

【請求項 5】

前記複数の層 (2 0 8) のうち少なくとも一部は、各部分に沿ってほぼ長さ方向に延在する炭素繊維テープからなる 1 つ以上のストリップから形成され、

前記一部重ね合わせパターンは、前記第 1 及び第 2 の翼部分の層と前記中央部分の層とが界面を横切って交互に置かれた交互パターンを含み、

20

前記一部重ね合わせパターンは、前記部分間の界面で前記外板 (1 1 4) の肉厚部分を含み、

各部分の前記層の終点は、前記肉厚部分が徐々に生じるように、互いにオフセットされており、

前記肉厚部分は、前記一体的に形成された部分が機体に結合されたときに前記機体の外側表面に隣接して位置するように構成され、前記肉厚部分は、前記機体に結合されるとともに負荷を前記部分間の界面を横切って伝達するように構成される、請求項 1 から 4 のいずれかに記載の複合翼パネル。

【請求項 6】

30

複合翼パネルであって、
第 1 の部分と、

少なくとも第 2 の部分とを含み、前記第 2 の部分は、前記第 1 および第 2 の部分間の界面で前記第 1 の部分と一体的に形成され、

前記第 1 および第 2 の部分は各々、複合材料の複数の層 (2 0 8) を含み、

前記第 1 および第 2 の部分の前記複数の層の少なくとも一部は、前記第 1 および第 2 の部分間の界面を横切る一部重ね合わせパターンで配置されることにより、前記界面の上に積層された外板 (1 1 4) を一体的に形成し、

前記第 1 および第 2 の部分のうち少なくとも一方の前記複数の層 (2 0 8) は、各部分に沿って長さ方向に延在するとともに前記複数の層を受けて支持するように構成された複数のストリング (1 1 2) に接合され、

40

少なくとも 1 つの前記ストリングは、前記ストリングが、相対的に厚みの大きな領域から前記部分間の界面に隣接する相対的に厚みの小さな領域へと移行するように、長さに沿って厚みが徐々に小さくなるように構成される、複合翼パネル。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

発明の分野

本発明は、複合構造からなる空気力学的構造体のための装置および技術に関し、より具体的には、新しく、改良され、一体化された、複合翼および翼胴継手に関する。

50

【背景技術】

【0002】

発明の背景

航空機の製造において、翼パネルなどの空気力学的構造体は、航空機の機体にまたはそれ以外の構造体に接合される。従来、機械突合せ継手を使用されており、この継手では、翼の一部の端を機体の一部の端と突合せ、ボルト、リベットおよびリブなどの装置を用い、機械継手を介して接合し得る。こうした従来の突合せ継手では、継手のボルトおよびリブを用いて継手の支持要件を満たす。したがって、航空機設計で使用される材料にとって許容可能な支持を実現するためには、十分なボルトおよびその他の機械的締結装置を使用しなければならない。

10

【0003】

機械継手、特に多数のボルトを使用する継手は、非常に重くなる可能性があり、これは、航空機の重量の増大および運転コストの増大に相当する。さらに、機械継手に関連する生産コストが相当なものになる可能性がある。なぜなら、継手が、接合されるパネルとは別に形成されるので、製造時間（労働、機器など）がかかるとともに、継手が多数の異なる部品（リブ、ボルトなど）を含みこれらも製造しなければならないからである。加えて、ボルト継手は、長期にわたり疲労する可能性があるため、定期的に分析し、メンテナンスを行ない、交換しなければならない、結果として運転コストがさらに増大する。このように、空気力学的構造体のための従来の継手を用いて所望の結果は得られているものの、改良の余地がある。

20

【発明の開示】

【課題を解決するための手段】

【0004】

発明の概要

複合航空機の翼などの複合構造体の一体複合パネルおよび継手について説明する。ある実現化例では、航空機の実質的に翼幅全体に及ぶ一体化されたパネルは、互いに一体的に形成された少なくとも第1の部分と第2の部分を含む。これらの部分は、複合材料からなる連続する積み重ねすなわち層を含み、ストリング、リブおよび翼桁を含む骨組みに接合し得る。これらの層は、上記の部分の長さを実質的に沿って延在し得るとともに、上記の部分が機体（胴体線）と接触する場所である継手に近い隣接部の層と、織り合わせパターンをなして、重なり合う。このように重なり合うことによって、積層領域または肉厚部分が形成され、これを利用して負荷を継手を通して伝達し、継手の支持仕様を満たす。この肉厚部分の支持機能により、使用する機械またはボルト継手の数が少なく済み、結果として軽量化された構造体となる。

30

【0005】

以下において、本発明の実施例について以下の図面を参照しながら詳細に説明する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0006】

詳細な説明

本発明は、複合翼および尾翼ならびに翼胴継手などの空気力学的構造体に関する。以下の説明および図1 - 図5において、本発明のいくつかの実施例の多数の詳細事項について述べることにより、これら実施例の十分な理解が得られるようにする。しかしながら、当業者は、本発明にはさらに実施例があること、または、本発明は以下の説明に基づく詳細事項いくつかを用いなくても実施し得ることを理解するであろう。たとえば、いくつかの実施例は、航空機の複合翼構造体を参照するが、当業者は、ここで説明されている技術をさまざまな空気力学的構造体に応用し得ることを十分に理解するであろう。

40

【0007】

図1は、本発明のある実施例に従う航空機100を示す。この実施例において、航空機100は、複合翼構造体104に接合された機体102を含む。この複合翼構造体104は、3つの部分、すなわち、機体102から外側に向かい横方向に延在する2つの翼部分

50

106、108および機体102に広がる中央部分110である。これら3つの部分106、108、110は、それぞれに関連する3つの座標系を定める。1つの座標系は翼部分106、108各々のものであり、もう1つの座標系は中央部分110のものである。各部分について0度軸が定められ、この0度軸は、実質的に各翼部分の長さに沿って延び、航空機の長手方向の軸を横切るように中央パネルを横切って（たとえば機体104を横切って）延びる。本明細書において、位置を、各部分について定められた座標系および0度軸と関連付けて述べる。なお、明確にするために航空機100のいくつかの特徴は示されていない。たとえば、翼部分106、108は、図示されていない、先端部、後端部、翼の先端およびそれ以外の部材に結合し得る。

【0008】

複合翼構造体104は、1つ以上の複合パネルからなる。ある実現化例において、複合翼構造体104は、たとえば実質的に翼の端から端までの、1つの一体的に形成されたパネルでもよい。複数の構造部材（たとえばストリング、スパーおよびリブ）が骨格状の構造体（骨組みなど）を形成し、その上に複合材料外板114を重ねて複合パネルを形成する。示された図において、代表的なストリングの位置は、翼106、108の長さを実質的に沿って延びかつ中央部分110を横切って延びる線112によって示される。ストリング112は、外板114を受けて支持するように構成された金属（たとえばアルミニウム、チタンなど）または複合（たとえば炭素繊維、グラファイトなど）ビームでもよい。外板114は、外板を形成する複合材料（たとえば複合テープ、金属箔、繊維状材料など）の連続する積み重ねすなわち層を積み上げることによって形成し得るものであり、この外板が次にストリング112および/または他の構造部材に固定される。外板114は、種々の材料からなる層から形成してもよい。ある実現化例では、この層は繊維テープから形成され、このテープは、テープの長さに沿って方向付けられた繊維またはフィラメントを有する。たとえば、炭素繊維グラファイトテープ、金属繊維テープ、箔などの軽量材料、または空気力学的構造体の層に適した他の材料を用いることができる。さらに、各層は、複合材料またはテープからなる複数のストリップで構成されてもよい。これについてのさらなる説明は図3に関連して示されるであろう。

【0009】

胴体側部継手116、118は各々、航空機100の機体102または胴体線の各側面と一致するものとして示されている。これら胴体側部継手116、118は、複合翼構造体104が機体に接合される部分であって、翼部分106、108および中央部分110が後退角をなして接触する部分にある。この実施例では、中央部分110は、機体102の長手方向の軸を実質的に横断するように方向付けられている。翼部分106、108は、ここでは中央部分110とほぼ30度の後退角をなして後ろに延びるものとして描かれている。図1には30度の後退角が例示されているが、0度の後退角または前方方向の後退角さえ含めて、さまざまな後退角を用い得ることに注目する。より具体的には、本明細書で説明する技術を用いて、所望の後退角（後方後退角、前方後退角、または後退角なし）を有する複合空気力学的構造体および/または翼を製造することができ、この構造体および/または翼は、本明細書で説明する発明の原理に従い軽量化された胴体側部継手を有するとともに、翼部分106、108および機体102の間で負荷を伝達するのに利用し得ることが、意図されている。

【0010】

ある実現化例では、航空機100の複合翼構造体104の複数の部分は、これら部分間の界面で、複合材料の交互配置された層を介し、互いに一体的に形成される。たとえば、胴体側部継手116、118の場所に相当する複合翼構造体104の領域において、翼部分106、108に沿って延びる連続する層が、航空機の長手方向を横切って延びる中央部分110の層と交互配置される。特に、中央部分110は、左の翼部分106の一方側に沿って、および、右の翼部分108に一体的に接合された反対側に沿って、複数の交互配置された層を介し、一体的に接合される。これに代わる実施例では、中央部分110を省略し、複合翼構造体が、複合材料の交互配置された層を介し界面で互いに一体的に接合

10

20

30

40

50

される翼部分 106、108 を含むようにしてもよい。この実施例において、翼部分 106、108 間の界面は、航空機の実質的に中央線に沿うものとすることができる。

【0011】

層の交互配置により、負荷を上記部分の間で伝達することができる（たとえば、特に負荷を翼部分 106、108 から中央部分 110 へ）。さらに、この交互配置により、胴体側部継手 116、118 に相当する場所で、複合翼構造体 104 の上に、自然な肉厚の（ゲージまたは厚みが増した）領域が形成され、これにより、複合翼構造体 104 の支持機能が高まる（たとえば積層部自身が負荷を支える）。軸方向の負荷、キック負荷（kick load）などは、翼部分 106、108 および中央部分 110 および機体 102 の間で、従来の胴体側部継手のボルトを通してではなく、外板の一体的に形成された肉厚領域を介して、伝達される。このように、胴体側部継手 116、118 において使用するボルトまたは他の締結材料の数は、より少なくてもよくおよび/またはより小さくてもよく、これに応じて航空機 100 の重量を減じることができる。さらに、数がより少ないボルト継手を使用することにより、ボルト継手疲労に関連する危険性を回避することができる。

10

【0012】

この交互配置は、連続する積み重ねすなわち層を部分的に重ね合わせ、および/またはオフセットすることによって、実現することができる。このことについてはさらに、以下で図 3 および図 4 との関連で説明する。加えて、交互配置によって形成された肉厚部を補償するために、複合翼構造体 104 はストリング 112 を含み得る。このストリングは、ストリングが胴体側部継手 116、118 に近づくにつれて、材料が先細りになりおよび/または剛性が徐々に減少するようにするなどにより、胴体側部継手 116、118 に延びるまたは移行する、この移行するストリングについてはさらに、以下で図 3 および図 5 との関連で説明する。

20

【0013】

図 2 は、図 1 の代表的な胴体側部継手 116 の断面図を示す実現化例 200 を示す（機体 102 の長手方向の軸に実質的に平行する前方向きの線に沿って見たもの）。胴体側部継手 116 は、図 1 に示された中央部分 110 と右翼部分 108 との間の界面（点線）にある。図 2 は、継手 116 の中央部側 110（たとえば機体内側）の上にある上の内側部分 202（1）と、継手 116 の翼 108 側（たとえば機体外側）の上にある上の外側部分 202（2）との間の、継手 116 の上部分を示す。同様に、それぞれ中央部分 110 と翼部分 108 とに対応する下の内側部分 202（3）と下の外側部分 202（4）との間の、継手 116 の下部分を示す。もちろん、図 1 の継手 118 を同様に、中央部分 110 と左翼部分 106 との間に構成することができ、継手 116、118 がともに、図 1 に示された複合翼構造体 104 を作り出す。先に述べた胴体側部継手 116、118 を用いて、複合翼構造体 104 または一体形成されたパネル部分を、機体 102 に接合することができる。もちろん、2 つの翼部分 106、108 を、中央部分 110 を省略した場合は、これら部分間の界面に沿って、同様に接合することができる。

30

【0014】

継手 116 の上部分および下部分は、それぞれの胴体側部リブ 204（1）、204（2）を介して実現されるものとして示されている。リブ 204（1）、204（2）は、胴体側部継手 116 の領域において機体（胴体線）に沿って延びるとともに、この開示に従い複合構造体 104 を機体 102 に接合する継手（継手 116 など）を形成する装着ポイントとして作用する。リブ 204（1）、204（2）は、たとえば、ボルト、リベット、または、機体におよび接合される各構造体（たとえば図 2 の翼部分 108 および中央部分 110）に適した他の締結材を用いて締結することができる。ある特定の實現化例では、1 対のリブ 204（1）、204（2）はそれぞれ、共通の装着機構の部分であってもよい。図 2 には、複合翼構造体 104 のそれぞれの部分を接合する複数のボルト 206 が示されている。リブ 204（1）、204（2）が示されているが、空気力学的構造体を接合するのに適したさまざまな金属および/または複合装着ポイントが意図されている。

40

50

【 0 0 1 5 】

先に述べたように、複合翼構造体 1 0 4 のそれぞれの部分 2 0 2 (1) - 2 0 2 (4) は、複合体の連続する積み重ねすなわち層を有する外板 1 1 4 を形成するとともに、図 2 の断面図で露出している複数のストリング 1 1 2 を含む内部構造体に外板 1 1 4 を締結することができる。外板 1 1 4 は、構造体に、接着剤、リベット、ボルトまたはこれらの組合せ、および他の適切な締結装置など、さまざまなやり方で、締結または接合することができる。ストリング 1 1 2 は、先に述べたように、それぞれの部分 1 1 0、1 0 8 の 0 度軸に実質的に沿い軸方向に延びるようにすることができる。なお、ストリング 1 1 2 は、継手 1 1 6 に向かって先細りになるまたは継手に移行するものとして示されている。言い換えれば、ストリングの厚みは、ストリングが継手 1 1 6 の界面に近づくにつれて徐々に小さくなる。

10

【 0 0 1 6 】

従来技術では、ストリングの幅は、継手の領域では一定にされていることがある（たとえば先細りでない）。これは、ストリングを通して延びる継手を作り出すために、望ましくない大きく重いボルト、リブ、または装着ポイントなどを必要とする。このような従来手法では、構造体の間で（たとえば翼から機体へ）負荷を伝達するため、および、継手の支持要件の大半を満たすために、主に使用されるのは、ボルト締め機構である。しかしながら、本技術に従うと、交互配置複合外板 1 1 4 の自然な肉厚領域を用いて、負荷を伝達するとともに、支持のための特定の設計要件を満たす。継手 1 1 6 の支持機能を設計するにあたり、ボルト 2 0 6 を主に使用するのではないため、ここで説明するようにストリング 1 1 2 を先細りの形状にすることにより必要な装着機構の数および大きさを最小にすることができ、したがって、重量を大幅に減じることができる。継手 1 1 6 のボルト 2 0 6 は、たとえばキック負荷といった継手 1 1 6 に加わるいくらかの負荷を支えるが、本明細書で説明する発明の原理に従うと、支持および負荷伝達という目的のために設計上主として考慮されているのは（ボルト 2 0 6 ではなく）交互配置複合体である。ボルト 2 0 6 は、本明細書で説明する複合胴翼接合技術なしで設計される同様の構造体のボルトより、6 0 - 8 0 % の範囲小さくおよび/または少ない。ストリング 1 1 2 の移行についてはさらに、図 5 との関連で説明する。

20

【 0 0 1 7 】

継手 1 1 6 の上部分および下部分各々の外板 1 1 4 は、次々に積み上げられたまたは積層された連続する積み重ねすなわち層（まとめて層 2 0 8 と呼ぶ）によって作られたものとして示される。外板 1 1 4 は次に、示されたストリング 1 1 2 などの構造上の構成部品に締結し得る。層 2 0 8 は、繊維状グラファイトテープなどの複合材料、または、空気力学的構造体に適した他の外板または積層材料で構成し得る。図 2 において、継手 1 1 6 の上部分における外板 1 1 4 を形成する代表的な層 2 0 8 (1) - 2 0 8 (5) が示されている。たとえば、層 2 0 8 (1)、2 0 8 (3) および 2 0 8 (5) は、中央部分 1 1 0 を形成し、かつ、中央部分 1 1 0 を横切り図 1 の左側の継手 1 1 8 に向かって延在し得る。層 2 0 8 (2) および 2 0 8 (4) は、翼部分 1 0 8 を形成し、かつ、翼の先端部に向かって延在し得る。この実施例において、層 2 0 8 は、ある後退角をなして継手 1 1 6 と接触する。ある実現化例において、層 2 0 8 は、それぞれの部分 1 1 0、1 0 8 の 0 度軸に沿って方向付けられている。したがって、層 2 0 8 (1)、2 0 8 (3) および 2 0 8 (5) は、翼部分 1 1 0 の 0 度の層と見なすことができ、2 0 8 (2) および 2 0 8 (4) は、翼部分 1 0 8 の 0 度の層と見なすことができる。0 度の層について説明しているが、これらの層は実際、ある部分の 0 度軸にほぼ平行するさまざまな角度で方向付けることができる。ここで用いている 0 度に近い層とは、それぞれの構成部品の 0 度軸に対して（たとえば平行に）、プラスまたはマイナス 1 5 度以内で方向付けられるように配置された層のことをいう。

30

40

【 0 0 1 8 】

先に述べたように、層 2 0 8 は継手領域で交互配置することができる。ある実現化例において、交互配置は一部重ね合わせパターンを含み、このパターンにおいて、中央部分 1

50

10の0度の層は翼部分108の0度の層と一部重なり合う。たとえば、図2は代表的な一部重ね合わせパターンを示しており、このパターンにおいて、中央部分110からの層が翼部分108からの層と1つずつ互い違いになっている。より具体的には、層208(1)は、継手116を横切って延在するとともに、継手を同様に横切って延在する層208(2)と一部重なり、他も同様に、繰返しのパターンで層208(3) - 208(5)が延在する。図2に示された層208(1) - 208(5)は、継手116の領域において外板114を一体的に形成するために、上記の態様で使用し部分的に重ね合わせることができる、多数のこのような層208の代表例である。たとえば、外板114は任意の適切な数(たとえば50、100、500など)の層208を含み得る。当然、これ以外のさまざまなパターンも用いることができ、たとえば2層ごとに重ね合わせたり、5層ごとに重ね合わせたり、一定でない間隔で重ね合わせたりなどすることができる。

【0019】

この部分的な重ね合わせにより、継手116において自然な肉厚領域210が生まれる。肉厚領域210(またはゲージ増大)はしたがって、複合積層部の剛性、支持機能、負荷伝達などを高める。特に、部分的に重ね合わされた0度の層208(1)、208(3)、208(5)または中央部分110からの0度に近い層は、翼部分108のせん断層として機能し、これに対応して、翼部分108からの部分的に重ね合わされた層208(2)、208(4)は、中央部分110のせん断層として機能する。ボルト206または他の適切な締結部材が、肉厚領域210を通して延び、上の内側部分202(1)および上の外側部分202(2)を、リブ204(1)に接合する。層の部分的な重ね合わせについては、以下で図3を参照しながらさらに詳細に説明する。

【0020】

図2の層208は、オフセット終点を有するものとしても示されている。たとえば、中央部110の層208(1)、208(3)、208(5)は、共通点で終端をなすのではなく、それぞれ異なる終点を有するものとして示されている。翼部分108の層208(2)、208(4)も同様に、独自のまたはオフセット終点を有する。オフセット終点を用いて、急または急勾配でなく緩やかな、肉厚部210の積層を形成する。この層のオフセットに関しては、以下で図4を参照しながらさらに詳細に説明する。

【0021】

次に図3を参照して、図3は、図2の部分的に重ね合わされた層をより詳細に示す。特に、図3は、たとえば図1の航空機100の上から見た、層208(1)、208(2)の俯瞰図を示す。図3はさらに、これらの層を各々、部分110、108の幅をそれぞれ横切るように配置された複数のストリップ302、304から形成されるものとして示す。これらストリップはたとえば、炭素繊維またはグラファイトテープなどの複合材料から形成されたテープストリップでもよく、さまざまな幅を有してもよく、そのいくつかの例は、3インチ、6インチ、10インチおよび12インチである。ストリップ302、304は、ストリップ302、304したがってこれらストリップを介して形成された層208(1)、208(2)がそれぞれの部分110、108の0度軸に沿って長さ方向に方向付けられるように、それぞれの部分110、108を横切って延在する。これらの層は約30度として示されている後退角306で交差する。したがって、後退角は、中央部分110および翼部分108の0度軸間の相対的な関係によって定められる。先に述べたように、さまざまな異なる後退角が意図されている。

【0022】

層208(1)、208(2)は、領域308において継手116を横切って部分的に重なり合うものとして示されており、これが、図2の肉厚部210に相当し、連続する層とともにこの肉厚部を形成する。上記のように、この配置において、中央部分110の0度軸に向けて方向付けられた層208(1)は、翼部分108の部分的な重ね合わせ308を介してせん断層として機能する。逆に、翼部分108の0度軸に向けて方向付けられた層208(2)は、中央部分の部分的な重ね合わせ308を介してせん断層として機能する。継手116に対応する部分および反対側の継手118に対応する部分においても、

10

20

30

40

50

上側の部分および下側の部分各々において多数の層 208 が部分的に重なり合うであろう。翼の端から端までの完全な一体化されたパネルは、複合構造体 104 の上側パネルおよび下側パネルのうちいずれかまたは双方に対し、上記の複合翼胴技術および方法を通して形成することができる。さらに、端から端までの完全な一体化された複合構造体 104 (一体化された上側パネルおよび下側パネルを有する)も、形成することができる。別々の左側パネルおよび右側パネル、別々の上側パネルおよび下側パネルならびにさまざまな他の組合せなど、より小さな一体化部分も形成することができる。そうすれば、胴体側部継手 116、118 といった継手を利用して、一体的に形成された構造体またはパネルを、航空機に接合することができる。

【0023】

次に図 4 を参照して、図 4 は、オフセットし部分的に重なり合う層をより詳細に示すある実現化例 400 を示す。より具体的には、図 4 は、図 3 に示したように領域 308 で部分的に重なり合う層 208 (1) および 208 (2) を示す。なお、明確にするためにストリップ 302、204 のうちいくつかは、示していない。もう一つの層 208 (3) の一部が、層 208 (1)、208 (2) の上に重なったものとして示されている。層 208 (3) は、中央部分 110 に対応し、各 0 度軸にほぼ平行に方向付けられている。層 208 (3) は、0 度軸のプラスまたはマイナス 15 度の範囲で 0 度に近い層として配置することもできる。なお、層 208 (3) は、翼 108 の層 208 (2) に、図 3 を参照して説明した層 208 (1)、208 (2) の部分的な重なり合いと同様の態様で、重なり合う。このように、この実現化例 400 における層の部分的な重なり合いは、図 2 に関連して先に述べた交互の部分的な重なり合いに従う。加えて、図 4 は、層の配置によって、層 208 (1) および 208 (3) それぞれの終点または切断部間に形成された、オフセット 402 を示す。

【0024】

図 4 はさらに、層 208 (1)、208 (2) および 208 (3) の上に重ねられた別の層 208 (4) の一部を示す。層 208 (4) は、この実現化例においては翼部分 108 に対応し、各 0 度軸にほぼ平行するように方向付けられている。層 208 (4) は中央部分の層 208 (1)、208 (3) と部分的に重なり合う。さらに、オフセット 404 が、層の配置によって、層 208 (4) および 208 (2) それぞれの終点または切断部間に形成される。

【0025】

先に述べたように、継手の層のオフセット 402、400 は、肉厚部 210 の厚みが徐々に増大するようにするために追加されたものである。所望の肉厚部 210 に対応するように、たとえば所望の距離にわたって所望のゲージ増大(たとえば所望の肉厚部)が得られるように、さまざまな異なるオフセットを選択し得る。さらに、異なる層それぞれのオフセットが一定となるようにオフセットを各層について選択してもよい、または、それぞれのオフセットを異なる層間または部分 110、108 それぞれの層間で異なるようにしてもよい。さまざまな実施例において、約 0.25 - 1.25 インチの範囲のオフセットが選択されて所望の肉厚部を作っているが、他の実現化例ではより小さなまたは大きなオフセットを用いてもよい。さらに、オフセットパターンは、一定数の層が置かれた後で繰返されてもよい。一例として、20 層を重ねた後、オフセットパターンを繰返してもよく、したがって、全部で 60 層を用いた場合、20 の終点場所の各々において 3 層が終端をなす。

【0026】

図 5 は、継手領域に移行するストリングの詳細な図を示す実現化例 500 を示す。左翼部分 106 と中央部分 110 との間にある胴体左側継手 118 の断面図が示される。特に、翼部分 106 の下半分が示されており、これは、翼の下側に相当する(たとえば中央側 110 の下の内側部分に接合された翼側 106 上の下の外側部分)。パネルの外側部分(たとえば継手 118 の翼部分側 106)は、外板 114 が接合されているストリング 112 を含む。中央部分 110 からの対応するストリング 112 の一部も示されている。外板

10

20

30

40

50

114は、先に述べたように中央部分110からの層208と部分的に重なり合いオフセットされて図5に示される肉厚領域210を形成する、連続する層208から形成することができる。このように、一体化されたパネル部分は、層208を部分的に重ね合わせオフセットすることによって形成することができる。ストリング112および外板114を含む一体化されたパネル（たとえば一体的に形成された部分106、108）は、継手118で、ボルト206を介して胴体側部のリブ204に接合されるものとして示されており、ボルトは、部分106、108を通し、肉厚領域210にある界面で延在する。

【0027】

図5に示された実現化例において、ストリング112は、継手領域118に移行するまたは継手領域に向かって先細りになるものとして示されている。特に、ストリング112は、相対的に厚みまたはゲージの大きな領域502と厚みがより小さなより狭い領域504との間で、たとえばストリング112がボルト208を介してリブ204に装着される部分で、ストリングに沿い軸方向に先細りになるものとして示されている。先に述べたように、この移行または先細りによって、接合に使用するボルト208の数をより少なくおよび/またはより小さくすることができる。示されている移行領域506では、ストリング112は領域502から領域504に向けて次第に狭くなっている。この実施例では、一定の45度または他の角度で線形的に移行することが示されている。さらに他の実施例では、このような線形的な先細りを、係合領域118に向かって約40から50インチにわたって用いる。他の実施例では、他の適切な移行領域506を用いることができ、たとえばさまざまな線形角度、曲線をなす経路、段差のついた経路などに対応するものを用いることができる。したがって、このストリング112の移行または先細りは、ストリング112に沿ってさまざまな距離で生じ得る。

【0028】

対応する、中央部分110からのストリング112も、同様に移行し得る。部分106、110、108は各々、複数のストリング112を有し得るものであり、これらストリングのうち1つ以上を、本明細書に記載の移行するストリング112とすることができる。ある実現化例では、ストリング112は、外板114の肉厚領域210がある領域とほぼ同じ領域にある。言い換えれば、移行領域506および肉厚領域210は、それぞれの部分106、110の長さに沿って実質的に同一の場所にある。このようにして、ストリング112の先細りまたは移行が、肉厚領域210の積層の全体または一部を補償する。

【0029】

ある実現化例において、ストリング112の剛性を、ストリング112の長さに沿って変化させてもよい。この剛性の減少または軟化を、ストリングの厚みを先細りにすることに加えて（またはその代わりに）用いることができる。たとえば、ストリング112は複合積層体で形成することができ、この積層体において積層材料をストリング112の長さを横切る方向で変化させる。特に、図5に示した領域502に向かって比較的剛性が高い材料があり、ストリングの選択された材料または積層を、領域502から継手118に近い領域504にかけての長さに沿って、ストリング112の剛性が徐々に低下するまたはストリングが軟化するように、変化させてもよい。この剛性の低下を再び用いて対応する剛性の増大を補償する。剛性の増大は、肉厚部210で層208を積層することによって得られる。さらに、ストリング112の軟化は、肉厚部210の部分的に重なり合う層208のせん断作用を介し、負荷移動から生まれた剝離負荷の効果を、吸収するとともに減じるように作用し得る。たとえば、軟化によってストリング112がさらに変形できるようにする。さまざまな剛性または引張り係数を有する材料の組合せを用いて、ストリング112に沿い所望の変化を生み出すようにしてもよい。加えてまたはこれに代えて、剛性または係数を、ストリングを構成する材料または複合材の繊維の整列または方向付けを変化させることによって、変化させることができる。ある実現化例において、ストリング112は、100万ポンド/平方インチ(MSI)で測定される引張り係数が変化する炭素繊維材料を含むように構成され、剛性は、領域502から継手118近くの領域504にかけて、約16MSIから2MSIの範囲で、ストリング112の長さに沿って変化する

10

20

30

40

50

。金属箔、チタン、アルミニウム、複合テープ、積層体および他の適切なストリンガ材料といった、さまざまな他の材料も意図されている。

【0030】

本発明の好ましい実施例および代替実施例について例示し説明してきたが、上記のように、本発明の精神および範囲から逸脱することなく数多くの変更を行なうことができる。したがって、本発明の範囲は、これら好ましい実施例および代替実施例の開示によって限定されない。その代わりに、本発明は、全体として特許請求の範囲を参照して判断されるべきである。

【図面の簡単な説明】

【0031】

【図1】本発明の実施例に従い形成された複合翼構造体および翼胴継手を有する航空機の概略俯瞰図を示す。

【図2】図1に示される複合翼胴継手の一部の断面を示す代表的な実現化例を示す。

【図3】図2に示される複合翼胴継手の部分的に重なり合う層をより詳細に示す。

【図4】図2の複合翼胴継手のオフセット層をより詳細に示す。

【図5】本発明に従うストリンガの代表的な実現化例を示す。

【図1】

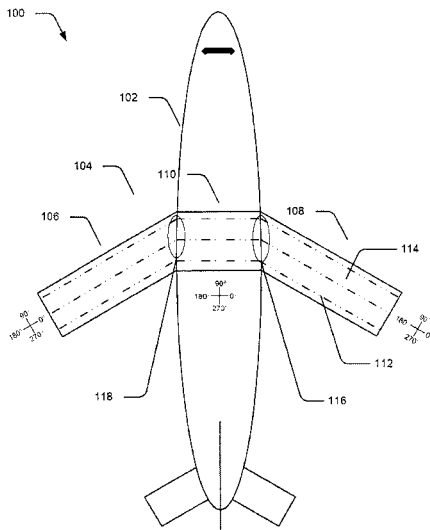


Fig.1

【図2】

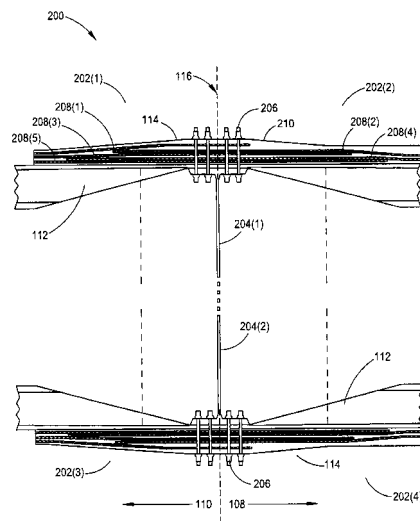


Fig.2

【 図 3 】

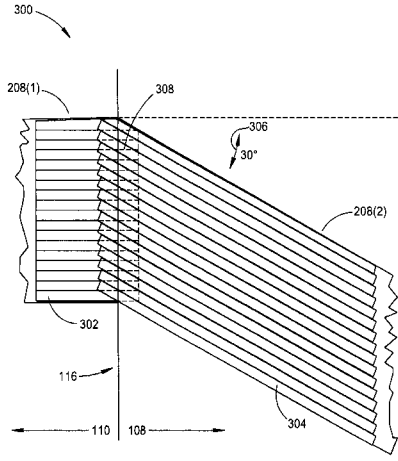


Fig.3

【 図 4 】

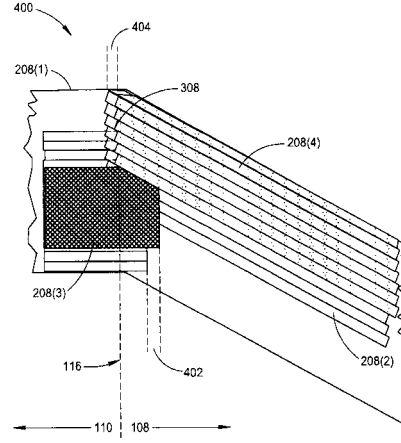


Fig.4

【 図 5 】

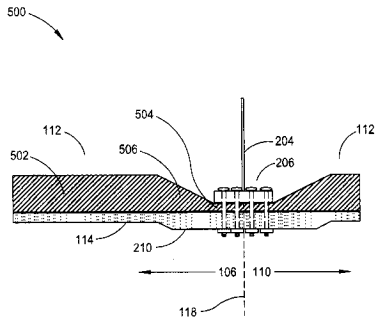


Fig.5

フロントページの続き

(72)発明者 ウェストル, ウィラード・エヌ
アメリカ合衆国、98006-4514 ワシントン州、ベルビュー、サウスイースト・フォーティ
フォース・ストリート、15704

審査官 北村 亮

(56)参考文献 米国特許出願公開第2006/0076102(US, A1)
特開昭62-157894(JP, A)
米国特許第04741943(US, A)
欧州特許出願公開第00353672(EP, A2)
米国特許第04565595(US, A)
米国特許第06190484(US, B1)
欧州特許出願公開第00248161(EP, A2)
国際公開第2004/011169(WO, A2)
国際公開第2008/054499(WO, A2)
米国特許出願公開第2009/0084899(US, A1)
中国特許出願公開第1826451(CN, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 3/26

B64C 3/18