

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6644481号
(P6644481)

(45) 発行日 令和2年2月12日 (2020.2.12)

(24) 登録日 令和2年1月10日 (2020.1.10)

(51) Int. Cl.	F I
B 6 4 C 3/26 (2006.01)	B 6 4 C 3/26
B 6 4 C 1/00 (2006.01)	B 6 4 C 1/00 B
B 6 4 C 9/28 (2006.01)	B 6 4 C 1/00 A
	B 6 4 C 9/28

請求項の数 14 外国語出願 (全 19 頁)

(21) 出願番号	特願2015-118307 (P2015-118307)	(73) 特許権者	500520743
(22) 出願日	平成27年6月11日 (2015.6.11)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公開番号	特開2016-175631 (P2016-175631A)		The Boeing Company
(43) 公開日	平成28年10月6日 (2016.10.6)		アメリカ合衆国、60606-2016
審査請求日	平成30年6月11日 (2018.6.11)		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイ
(31) 優先権主張番号	14/488,987		ド・プラザ、100
(32) 優先日	平成26年9月17日 (2014.9.17)	(74) 代理人	100108453
(33) 優先権主張国・地域又は機関	米国 (US)		弁理士 村山 靖彦
		(74) 代理人	100133400
			弁理士 阿部 達彦
		(74) 代理人	100163522
			弁理士 黒田 晋平
		(74) 代理人	100154922
			弁理士 崔 允辰

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機翼の複合固定縁及びその取り付け方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

張り出し縁 (232) を用いて、取り付け領域で外側翼桁に対して取り付けられる複合翼ボックススキンパネルであって、

前記取り付け領域で略一定の厚さ及びプライ数を有するとともに、

前記複合翼ボックススキンパネルの外面上に前記複合翼ボックススキンパネルと共硬化される複合ランプ (238) を有し、該ランプが基端部 (242) と先端部 (230) とを有するとともに、前記先端部で最大ランプ厚 (t) を伴い、前記先端部が前記張り出し縁から後退させられ、それにより、前記張り出し縁に肩部 (234) を画定する、複合翼ボックススキンパネルと、

前記最大ランプ厚にほぼ等しい厚さを有するとともに、前記肩部において前記ランプの前記先端部付近で前記複合翼ボックススキンパネルに取り付けられる複合翼縁スキンパネル (216) と、

を備え、

前記肩部は、前記肩部と前記複合翼ボックススキンパネルの前記外面との間に逃げ半径を有する、航空機翼の複合固定縁。

【請求項 2】

前記複合翼縁スキンパネル (216) が翼の前縁及び後縁のうちの一方である請求項1に記載の航空機翼の複合固定縁。

【請求項 3】

前記複合翼ボックススキンパネルの厚さは、前記複合翼縁スキンパネル（216）の厚さの約3倍～約12倍である請求項1又は請求項2に記載の航空機翼の複合固定縁。

【請求項4】

前記複合翼ボックススキンパネルの厚さが約1インチであり、前記複合翼縁スキンパネル（216）の厚さが約0.1インチである請求項3に記載の航空機翼の複合固定縁。

【請求項5】

前記取り付け領域が下側桁取り付けポイントにあり、前記複合翼縁スキンパネル（216）が取り外し可能なパネルを備える請求項1から4のいずれか一項に記載の航空機翼の複合固定縁。

【請求項6】

前記複合ランプ（238）が約40対1のテーパ比を有する請求項1から5のいずれか一項に記載の航空機翼の複合固定縁。

【請求項7】

前記複合ランプ（238）の前記先端部（230）及び前記肩部（234）は、前記複合翼ボックススキンパネルの前記張り出し縁を共硬化された前記複合ランプと共に機械加工することによって形成される請求項1から6のいずれか一項に記載の航空機翼の複合固定縁。

【請求項8】

前記肩部（234）が約1.5インチの深さを有する請求項1から7のいずれか一項に記載の航空機翼の複合固定縁。

【請求項9】

前記複合ランプ（238）の前記基端部（242）付近の前記複合翼ボックススキンパネルの外表面の部分が空気力学的プロファイルを描定し、前記複合ランプの前記基端部と前記先端部（230）との間の前記複合翼ボックススキンパネルの部分及び前記張り出し縁が内側への湾曲を描定し、前記複合ランプの外表面は、前記複合ランプの前記基端部付近の前記複合翼ボックススキンパネルの前記空気力学的プロファイルをほぼ持続させる外側プロファイルを描定する請求項1から8のいずれか一項に記載の航空機翼の複合固定縁。

【請求項10】

複合航空機翼の固定縁を取り付けるための方法において、

略一定のプライ（219）のベース厚を有する複合翼ボックススキンパネルと共硬化テーパ状プライ（224）の厚肉化縁領域（222）とを形成するステップと、

前記共硬化テーパ状プライの後退部を形成することによって一体の肩部（234）を前記厚肉化縁領域に形成するステップであって、前記肩部が、前記略一定のプライのベース厚にほぼ等しい厚さを有する、ステップと、

航空機翼の外側桁に対して該外側桁から前記肩部が外側に張り出す状態で前記複合翼ボックススキンパネルを取り付けるステップと、

複合翼縁スキンパネル（216）を前記肩部に取り付けるステップと、
を備え、

前記肩部は、前記肩部と前記複合翼ボックススキンパネルの外表面との間に逃げ半径を有する方法。

【請求項11】

一体の肩部（234）を形成する前記ステップは、所望の肩部形状を有するマンドレルに対して前記略一定のプライ（219）と前記共硬化テーパ状プライ（224）とをレイアップすることによって行われる請求項10に記載の方法。

【請求項12】

一体の肩部（234）を形成する前記ステップは、前記複合翼ボックススキンパネルの前記厚肉化縁領域（222）を機械加工することによって行われる請求項10に記載の方法。

【請求項13】

前記複合翼縁スキンパネル（216）を前記肩部（234）に取り付ける前記ステップは、前記ベース厚の約1/3～約1/12の厚さを有する前記複合翼縁スキンパネル（216）を取り付けることを含み、前記複合翼縁スキンパネルは、翼の固定前縁スキンパネル及び翼の固定

10

20

30

40

50

後縁スキンパネルのうち的一方である請求項10から12のいずれか一項に記載の方法。

【請求項14】

取り外し可能なパネル(260)を前記複合翼縁スキンパネル(216)に取り付けるステップを更に備える請求項10から13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】

本開示は、一般に航空機翼構造に関する。特に、本開示は、航空機翼、特に複合翼構造の固定された前縁及び後縁の取り付けのためのシステム及び方法を提供する。

【背景技術】

10

【0002】

近年、航空機製造業者は、グラファイト/エポキシ及びカーボン繊維強化プラスチック(「CFRP」)などのカーボン繊維複合材料及び同様のもの(「複合材料」又は「CFCM」)をより多く使用する航空機構造及び航空機製造方法を開発してきた。複合材料は、伝統的な航空機材料(例えば、アルミニウム、チタン、スチール、及び、これらの合金)よりもかなり軽く、且つ低重量で高強度を与えることができ、それにより、より軽量で、より燃費が良い航空機を可能にする。例えば、一部のより新しい航空機では、胴体及び翼を含む主要構造の大部分が複合材料から形成される。一部の新しい航空機では、複合材料が体積で約80%となり得る。

【0003】

20

複合材料は幾つかの伝統的な航空機材料とは異なる特性を有するため、新たな設備、機器、及び、取り扱い方法が開発されてきた。これは、翼構造のための製造方法を含む。航空機の典型的な翼構造は、翼の付け根から翼端まで延在する1つ以上の主桁を含む。これらの翼桁は、一般に、翼の付け根から先端へ向けて先細るとともに、それらの長さに沿って取り付けられる複数の小骨を有する。これらの小骨は、主桁間に位置付けられる内部小骨と、前縁小骨及び後縁小骨とを含む。小骨は、翼桁に対して略垂直に向けられるとともに、共に合わさって、それぞれの小骨箇所での翼の断面形状に対応する外形を画定する。

【0004】

翼小骨には、翼の完成形状及び空気力学的外形を与えるスキンパネルが取り付けられる。前側主桁から後側主桁までの翼構造の部分は、翼ボックスと称される。複合航空機において、翼ボックスを覆う翼スキンパネルは、一般に、前縁又は後縁のためのスキンパネルよりもかなり厚い。しかしながら、翼縁スキンパネルは翼ボックスパネルに取り付けられる。翼の前縁に可動スラットを有する航空機の場合には、固定前縁パネルがスラットの下の前縁に沿って翼に取り付けられる。

30

【0005】

複合航空機翼における複合固定縁スキンパネルに適した接続部及び結合部を提供するために、様々な接続方法が開発されてきた。幾つかの既存の方法は、この結合を容易にするために、スプライスストラップ、ジョグル付きパネル、ウィグルプレート、又は、二次的な結合充填材などのデバイスを使用する。これらは、重く、複雑であるとともに、製造するのに高い費用がかかる可能性がある。この問題に対する幾つかの手法には、結合部の完全性を確保するために追加の処理ステップが加わる。

40

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

本開示は、前記問題のうちの1つ以上に向けられる。

【課題を解決するための手段】

【0007】

本開示の1つの態様によれば、本出願は、取り付け領域で外側翼桁に対して取り付けられる複合翼ボックススキンパネルと、複合翼ボックススキンパネルの外面上にあって複合翼ボックススキンパネルと共硬化される複合ランプとを含む航空機翼の複合縁を開示する

50

。複合翼ボックススキンパネルは、張り出し縁を有するとともに、取り付け領域で略一定の厚さ及びプライ数を伴う。複合ランプは、張り出し縁から後退させられることにより張り出し縁に肩部を画定する先端部で最大ランプ厚を有する。最大ランプ厚にほぼ等しい厚さを有する複合翼縁スキンパネルが、肩部においてランプの先端部付近で複合翼ボックススキンパネルに取り付けられる。

【 0 0 0 8 】

本開示の他の態様によれば、本出願は、複合航空機翼のための固定翼縁接続部を開示し、この固定翼縁接続部は、取り付け領域で外側翼桁から張り出す複合翼ボックススキンパネルの縁にある一体の肩部であって、該肩部が、複合翼ボックススキンパネルの縁にある外面と、テーパの略垂直な肉厚端部とによって画定される、一体の肩部と、テーパの肉厚端部付近で肩部に取り付けられる複合翼縁スキンパネルとを含む。複合翼ボックススキンパネルは、取り付け領域で略一定の厚さと略一定のプライ数とを有し、また、テーパの肉厚端部が縁から後退させられ、テーパは、取り付け領域で翼ボックススキンパネルの外面と共硬化されるテーパ状プライを備える。複合翼縁スキンパネルは、テーパの肉厚端部の厚さにほぼ等しい厚さを有する。

10

【 0 0 0 9 】

本開示の更なる他の態様によれば、本出願は、複合航空機翼の固定縁を取り付けるための方法を開示する。方法は、略一定のプライのベース厚を有する複合翼ボックススキンパネルと共硬化テーパ状プライの厚肉化縁領域とを形成するステップと、共硬化テーパ状プライの後退部を形成することによって一体の肩部を縁領域に形成するステップであって、肩部が、略一定のプライのベース厚にほぼ等しい厚さを有する、ステップと、航空機翼の外側桁に対して該外側桁から肩部が外側に張り出す状態で翼ボックススキンパネルを取り付けるステップと、複合翼縁スキンパネルを肩部に取り付けるステップとを含む。

20

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 0 】

【図 1】複合材料から構成される航空機の斜視図である。

【図 2】内部翼構造と前縁及び後縁とを示す、図1の航空機の翼の斜視図である。

【図 3】図2の翼の単一の前側の前縁小骨アセンブリの斜視図である。

【図 4】複合スキン構造及び固定前縁の上側にわたって可動翼スラットが位置付けられる航空機の翼の従来技術の前縁の断面図である。

30

【図 5】前側の前縁小骨から離れた箇所における、複合翼の固定前縁スキンパネルのための従来技術の取り付け方法論の拡大断面図である。

【図 6】本開示に係る固定前縁取り付け部の一実施形態を組み込む複合構造を有する航空機の翼の前縁の断面図である。

【図 7】図6の上側固定前縁取り付け箇所の拡大断面図である。

【図 8】締め具及び他の特徴を示す、図6の上側固定前縁取り付け箇所の拡大断面図である。

【図 9 A】スキンプロファイルの位置合わせを示す、固定前縁スキンパネルと位置合わせ状態で当接する従来技術の翼ボックススキンパネルの断面図である。

【図 9 B】本明細書中に開示される固定翼縁取り付け部の完成プロファイルが図9Aの従来技術の当接関係の場合とほぼ同じプロファイルを有することができるようにするべく翼ボックススキンパネルの先端部の仮想撓みを示す断面図である。

40

【図 9 C】前縁スキンパネルがランプ部と位置合わせされて取り付けられる状態の撓んだ翼ボックススキンパネルを示す断面図である。

【図 1 0】本開示に係る下側固定前縁取り付け形態の一実施形態の断面図である。

【図 1 1】下側固定前縁取り付け形態の1つの実施形態の拡大断面図である。

【図 1 2】取り外し可能なパネルを受け入れる下側固定前縁取り付け形態の他の実施形態の拡大断面図である。

【図 1 3】取り外し可能なパネルを受け入れる下側固定前縁取り付け形態の他の実施形態の拡大断面図である。

50

【図14】本開示にしたがって構成される上側及び下側の固定翼縁取り付け部を有する、複合構造の翼の後縁の断面図である。

【図15】本開示に係る上側固定後縁取り付け部の一実施形態の拡大断面図である。

【図16】航空機の生産及び保守点検の方法論のフロー図である。

【図17】航空機のブロック図である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

本開示は様々な改変及び代替形態を受け入れる余地があるが、図面では特定の実施形態が一例として示されてきており、また、それらの特定の実施形態が本明細書中で詳しく説明される。しかしながら、言うまでもなく、本開示は、開示された特定の形態に限定されるように意図されていない。むしろ、意図は、添付の特許請求の範囲によって画定される本開示の思想及び範囲の中に入る全ての改変、均等物、及び、代替物を網羅することである。

10

【0012】

図1を参照すると、従来の航空機100は、一般に、胴体102と、胴体102に取り付けられる翼104と、垂直安定板108及び水平安定板110を含むテール構造106とを含む。翼は、低速飛行を補助するために、その後縁116に沿って補助翼112及びフラップ114を含むことができ、また、翼104の前縁118は、離陸中に揚力を増大させるための可動スラット120を含むことができる。また、航空機100は、飛行のための推力を与えるために、この場合には翼104に搭載されるエンジン122も含む。

20

【0013】

図1に示されるそのような航空機は、伝統的に、航空機のフレーム及びスキンためにスチール、アルミニウム、及び、他の金属材料を使用して構成されてきた。しかしながら、つい最近では、航空機のフレーム及びスキンの大部分のためにカーボン繊維複合体などの材料を使用した航空機の生産を可能にする複合材料及び関連する建造技術が開発されてきた。複合材料は、強固で軽量であるとともに、従来のように構成される対応する航空機よりもかなり軽い航空機の建造を可能にし、それにより、効率、最大積載量、及び、性能の向上をもたらされる。

【0014】

多翼形態、多胴体形態、及び、全翼形態などの様々な航空機形態が図1に示される形態に加えて使用され及び/又は提案されてきたが、全ての固定翼航空機は少なくとも1つの主翼を含む。図2には、図1の航空機100の翼104の斜視図が示される。航空機が従来のスチール及びアルミニウムの部品又は複合部品から構成されるかどうかにかかわらず、翼の構造は一般に図2に示されるとおりである。翼104は、前縁118及び後縁116と、上側翼スキン124と、下側翼スキン126（図4）とを有する。翼104は、翼付け根130から翼端132まで略横方向に延在する128で全体的に示される1つ以上の主桁を含み、この場合、桁128は、翼構造を胴体（図1における102）に接続する。図2に示される翼104は、2つの主桁128、すなわち、翼の前縁118に最も近い前側主桁128a、及び、翼104の後縁116に最も近い後側主桁128bを含む。翼桁128には、翼の前縁から後縁まで、一連の翼小骨134が略横方向に接続される。これらの小骨134は、翼104に対して強度をもたらすとともに、翼にそのエアfoil形状を与える。翼スキン124、126は、小骨134に対して直接に取り付けられるとともに、主桁128に対しても直接に取り付けられ得る。

30

40

【0015】

機体に対して構造的強度を与えるために、主桁128は、一般に、可能な限り丈が高く形成されるとともに、翼104の下側スキン126から上側スキン124まで延在する。その結果、小骨134は、一般に、前縁小骨部134a、1つ以上の内部小骨部134b、及び、後縁小骨部134cを含む複数の部品を備える。図3には前縁小骨部134aの拡大斜視図が示されており、この前縁小骨部134aは、前側主桁128aの前面136に沿って取り付けられるとともに、翼鼻形状を画定する。完備した前縁翼アセンブリの断面図が図4に示される。図4の図は、比較的大型の航空機のための複合構造の翼104の前縁118の一部である。前縁118を複合縁又は複合

50

翼縁と称することもできる。翼104は、一般に、固定翼部分138と可動前側翼スラット120とを含む。図4は、前側主桁128a、内部小骨部134b、及び、前縁小骨部134aを示す。固定翼部分138は、概念的に、前側主桁128a及びその後側の構造を含む翼ボックス部140と、前側主桁128aの前側の構造を含む前縁部142とに分けられ得る。

【0016】

翼ボックス部140において、翼構造は、上側複合翼ボックススキンパネル124及び下側複合翼ボックススキンパネル126を翼104の上端及び下端にそれぞれ含む。これらの翼ボックススキンパネル124、126は、小骨134及び主桁128aに対して取り付けられるとともに、主桁128aに対して略平行に延びるストリンガー又はビーム144に対しても取り付けられる。主桁128aの前側では、翼104の鼻の周囲で湾曲する前縁スキンパネル146が前縁小骨部134aによって支持される。前縁スキンパネル146は、このパネルに対して付加的な強度を与えるのに役立つ軽量ハニカムコアを含むことができる。

10

【0017】

前述したように、複合翼/尾翼ボックスパネルは、一般に、それが当接する前縁パネル（又は、後縁パネル）よりもかなり厚い。例えば、図4 - 図6において分かるように、翼ボックススキンパネル124、126は、前縁スキンパネル146よりも約10倍厚い。これは、機体の主要な耐力構造の一部を成す翼ボックススキンパネル124、126に対して課されるより大きな構造負荷に起因しており、また、前縁スキンパネル146のその厚さに対してその強度を必然的に高める曲率に起因している。

【0018】

20

比較的薄い前（又は後）縁スキンパネル146と翼ボックススキンパネル124、126との間の結合を容易にするために、既存の構造は、スプライスストラップ、ジョグル付きパネル、ウィグルプレート、及び、二次的な結合充填材などの様々なデバイスを使用する。図5には、前側前縁小骨から離れた箇所における、複合翼104の固定前縁スキンパネル146のための従前の取り付け構造の拡大断面図が示される。翼ボックススキンパネル124は、翼前縁スキンパネル146に対して直接に接続されない。代わりに、翼ボックススキンパネル124は、前側主桁128aに対して取り付けられるとともに、桁128aから特定の距離にわたって張り出す。ジョグ150をその内部に有するスプライスストラップ148が締め具152を用いて翼ボックススキンパネル124に取り付けられ、また、スプライスストラップ148は、締め具154を用いて前縁スキンパネル146にも取り付けられる。スプライスストラップ148の幾何学的形態は、翼ボックススキンパネル124と前縁スキンパネル146との間の厚さの違いを補償するようになっている。

30

【0019】

図5の構造は、スプライスストラップ148及び締め具152、154を含む多くの部品を有し、これらの部品は、航空機に対して重量を付加する（スプライスストラップ148は一般に金属から形成されるからである）とともに取り付け労力を付加することになりかねない。また、この構造は、翼ボックススキンパネル124及び翼前縁スキンパネル146の適切な位置合わせと前縁スラットの適切な空気力学的整形とを確保するために組み立て中に更なる労力とシム等の使用とを伴う。

【0020】

40

本明細書中に開示されるように、翼/尾翼及び縁のパネルが互いに直接に取り付くことができるようにすることによって複合固定翼縁接続のための部品数を減らすシステム及び方法が開発されてきた。これは、スプライスストラップ、ジョグル付きパネル、ウィグルプレート、又は、二次的な結合充填材の使用を伴うことなく、複合翼・尾翼ボックスに対する固定前縁・後縁構造の直接的な取り付けを可能にする。これは、結合の変動性を減らしつつ、部品の数、重量、及び、コストを減らす。変動性の減少は、シムによる位置調整の減少及び空気力学的整形ミスの尤度の減少にも寄与して、性能を向上させることができる。

【0021】

図6には、本開示に係る固定前縁取り付け部の実施形態を組み入れる（図1及び図2に示

50

される航空機100及び翼104のような)複合構造を有する航空機の翼200の前縁の断面図が示される。この前縁を複合縁又は複合翼縁と称することもできる。図7には、この固定前縁取り付け部の拡大断面図が示され、また、図8は、締め具及び他の特徴を示すこの取り付け部の拡大断面図を与える。翼200は、一般に、固定翼部分202と、図6にその格納位置で示される可動前側翼スラット204とを含む。翼200の上側及び下側の複合翼ボックススキンパネル206、208はそれぞれ、皿チタン合金締め具又は皿スチール合金締め具などの締め具214を用いて内部小骨部210b及び前側主桁212aに取り付けられる。翼200の鼻の周囲で湾曲する固定前縁スキンパネル216は、前縁小骨部210aによって支持されるとともに、その基端部217が翼ボックススキンパネル206、208に直接に取り付けられる。前縁スキンパネル216は、このパネルに対して付加的な強度を与えるのに役立つ軽量ハニカムコアを含むことができる。

10

【0022】

本明細書中に示される複合翼縁スキンパネル取り付け形態は、翼の前縁又は後縁のいずれかのために使用することができる。前縁又は後縁の実施形態のいずれかにおいて、複合翼ボックススキンパネル206、208は、取り付け領域218で、張り出し部220を用いて外側翼桁(すなわち、前側主桁又は後側主桁)に取り付けられる。取り付け領域218は、前側であろうと後側であろうと、張り出し領域220を含めて、概ね外側翼桁212a付近の翼ボックススキンパネル206の領域である。翼ボックススキンパネル206は、一部の領域で厚さが変化し得るが、取り付け領域218では略一定のベース厚及びプライ数を有する。言い換えると、翼ボックススキンパネル206は、取り付け領域におけるスキンパネルの強度を最大にするために、取り付け領域218では略一定のプライ219のベース厚を有する。

20

【0023】

張り出し部220は、パネル206の外表面226上に、共硬化テーパ状複合プライ224の厚肉化縁領域222を含む。厚肉化縁領域222はテーパ状複合プライ224を含み、テーパ状複合プライ224は、それらの肉厚端部又は先端部230が翼ボックススキンパネル206の張り出し縁でもある先端縁232から後退させられ、それにより、締め具236を用いて複合翼縁スキンパネル216が直接に取り付けられる一体の肩部234をもたらし、一体の肩部234は、先端縁232から距離dだけ後退する肉厚端部230を画定する一群のテーパ状複合プライ224を有する複合ランプ238によって画定され、テーパ状複合プライ224は、複合翼ボックススキンパネル206の外表面226上で共硬化される。これらのテーパ状複合プライ224はテーパ状複合ランプ238を画定し、テーパ状複合ランプ238は、翼ボックススキンパネル206の外表面226と面一な基端部242と、張り出し縁232から距離dだけ後退させられる先端部230とを有するとともに、先端部230で最大ランプ厚tを伴い、それにより、張り出し縁232に肩部234を画定する。複合ランプ238は、10:1~100:1の範囲内のテーパ比を有することができる。1つの実施形態では、ランプのテーパ比が約40対1である。すなわち、ランプ238が約0.13インチの最大厚を有する場合、ランプは約5.2インチの全長を有することができる。

30

【0024】

ボックススキンパネル206と共硬化されるようになっている複合ランプ238は、幾つかの利点を与える。従前の方法は、縁パネルのこの種の接続ポイント付近での空気力学的な目的のための二次的な塗布充填材の使用を提案する。しかしながら、二次的な結合充填材は、共硬化される移行構造と比べて処理時間及び費用を増す。本開示によれば、共硬化される非構造的な複合材料がこの移行ランプ238をもたらし、

40

【0025】

肩部234は、成形、機械加工、及び、他の方法を含む様々な方法で形成することができる。1つの実施形態において、一体の肩部234の形成は、所望の肩部形状を有するマンドレル(図示せず)に対してパネル206の略一定のプライ219とテーパ状複合プライ224とをレイアップすることによって行われる。ランプ又はテーパ238を形成するように位置付けられるテーパ状複合プライ224の先端部230は、肩部234を形成するべく翼ボックススキンパネル206のレイアップ中及び硬化中にマンドレルに対して配置されて保持され得る。すなわち、翼ボックススキンパネル206のレイアップ中及び硬化中に所望の肩部寸法を有する

50

マンドレル形状を与えることができ、それにより、ランプ複合プライ224の先端部230は、張り出し縁232から所望の肩部後退距離で始まる。

【0026】

あるいは、ランプ複合プライ224は、翼ボックススキンパネル206の張り出し部220の先端縁232まで延在することができ、また、肩部234は、共硬化ランプ複合プライ224の一部を除去して肩部234を形成するように（硬化後に）翼ボックススキンパネル206の張り出し縁232を機械加工することによって形成され得る。複合パネルに対してこの種の機械加工工程を行うためのシステムは、当業者に良く知られている。機械加工ステップは、肩部234の領域でランプ複合プライ224の全てを除去することができ、あるいは、肩部234の形成後に、ランプ複合プライ224の一部が依然として先端縁232まで延在することができる。硬化されたスキンパネルにおいて肩部234が機械加工されると、スキンパネル206の全体の厚さが変化する場所での応力集中を減少させるのに役立つ逃げ半径「r」を肩部234の基端部246にもたすことができる。成形されるか或いは機械加工されるかどうかにかかわらず、肩部234は、張り出し縁232における複合翼ボックススキンパネル206の外側面226と、張り出し縁232から後退させられるランプ又はテーパ238の略垂直な肉厚端部230とによって画定される。

10

【0027】

肩部234の高さ或いは厚さtは、翼縁スキンパネル216の厚さにほぼ等しい。翼縁スキンパネル厚の起こり得る変化を考慮して、この厚さtは、おそらく0.08インチ~0.30インチの範囲内であると考えられる。複合航空機翼に関して、翼ボックススキンパネル206の厚さは、しばしば、翼縁スキンパネル216の厚さの約10倍であるが、これらのパネルの相対的な厚さは、単一の航空機においてさえ変化し得る。一般に、翼ボックススキンパネル206は、0.5インチ~1.0インチの範囲内のベース厚を有する可能性が高いが、他の寸法を使用することもできる。1つの特定の実施形態において、複合翼ボックススキンパネル206のベース厚は約1インチであり、また、複合翼縁スキンパネル216の厚さは約0.1インチである。より一般的には、本明細書中に開示される固定縁パネル取り付けシステム及び方法は、複合翼ボックススキンパネル206の厚さが複合翼縁スキンパネル216の厚さの約3倍~約12倍である場合に使用することができる。

20

【0028】

肩部234の長さ或いは深さは、締め具サイズ及び他の幾何学的な因子に応じて変化し得る。1つの実施形態では、翼ボックススキンパネル206が約0.55インチの厚さを有する場合には、0.13インチの厚さと約1.6インチの深さdとを有する肩部234が使用されてきた。一般に、肩部234の長さdを1.0~2.0インチの範囲内にできると考えられるが、他の寸法も使用できる。

30

【0029】

複合翼縁スキンパネル216は、肩部234においてランプ又はテーパ238の先端部230付近で、例えば機械的な締め具236を用いて複合翼ボックススキンパネル206に取り付けられる。締め具236は、チタン合金又はスチール合金の皿金属締め具（countersunk metal fastener）であってもよい。翼縁スキンパネル216の基端部217とランプ又はテーパ238の先端部230との間の任意の隙間を封止材250によって充填することができる。したがって、ランプ又はテーパ238は、翼縁スキンパネル216を翼ボックススキンパネル206に対して直接に取り付けることができるようにしつつ、また、翼ボックススキンパネル206のベース厚及びプライが取り付け領域218でほぼ連続することができるようにしつつ、縁スキンパネル216から翼ボックススキンパネル206まで外側翼表面の滑らかな移行プロファイルを与える。この形態は、翼ボックススキンパネル206の外側モールドライン（OML）と前縁スキンパネル216のOMLとがより適合できるようにする、すなわち、面で滑らかな空気力学的表面を確保するのに役立つ。

40

【0030】

翼縁取り付けシステムの他の態様が、図8によって提案されており、図9A~図9Cに更に明確に示される。翼200が滑らかな空気力学的プロファイルを有することが望ましい。図9

50

Aに示されるように、従前の翼ボックススキンパネル124は、上面プロファイル170を画定する。隣り合う翼縁スキンパネル146が翼ボックススキンパネル124と当接する関係を成して配置される場合、2つのスキンパネルは、当接点172で共通の位置合わせを有することができ、それにより、表面プロファイル170が連続して乱されない。しかしながら、新規な翼縁取り付け方法論では、174で示される破線の翼縁スキンパネルと176で示される破線のランプ又はテーパ部との重合接続が、場合によっては、空気力学的な表面プロファイル170の小さな乱れを与える。

【0031】

この問題に対処するために、図9B及び図9Cに示されるように、ランプ又はテーパ238の領域222で、翼ボックススキンパネル206のベースブライ219の曲率を僅かに調整することができる。具体的には、複合ランプ238よりも基端側（すなわち、テーパの肉厚縁242の後側）の複合翼ボックススキンパネル206の外面226の部分が、翼ボックススキンパネルの望ましい標準的な空気力学的プロファイルを画定するように形成され得る。図9Bに示されるように、僅かなS曲線を画定するべく肉厚縁242の前側で翼ボックススキンパネル206が下方へ（すなわち、翼支持構造に対して内側へ）撓まされる。この内側への湾曲は、252で示される破線の標準的な翼表面プロファイルから逸れる内側へのS湾曲を画定するように、ランプ又はテーパ238の領域222で翼ボックススキンパネル206の先端縁232を撓ませ、それにより、複合ランプ238の外面は、複合ランプの基端側の複合翼ボックススキンパネルの標準的な空気力学的プロファイルをほぼ持続させる外側プロファイルを画定する。仮想的なスキンパネル外面プロファイル252からの逸脱は、距離 t 分だけであり、肩部234になる翼ボックススキンの先端領域を与える。図9Bの仮想図において、ランプ238の肉厚先端ポイント230は、仮想的なスキンパネル外面プロファイル252と一直線に合う。

【0032】

言うまでもなく、図9Bに示される形態は単なる仮想的なものである。実際には、翼ボックススキンパネル206の先端縁232を撓ませること、及び、ランプ238を形成するためにテーパ状複合ブライ224を設けることは、複合翼ボックススキンパネル206のレイアップ中及び硬化中に同時に行われる。すなわち、翼ボックススキンパネルを形成するために使用される鋳型又はマンドレルは、必然的に連続したブライ219が所望の撓み形状でレイアップされるように前縁付近に望ましい僅かな撓みを伴って構成することができ、この場合、テーパ状複合ブライ224は、レイアップが硬化されるときに翼ボックススキンパネル206の望ましい外面プロファイル252をもたらす態様でランプ238を形成するべく配置される。図9Cに示されるように、翼縁スキンパネル216が最終的にランプ238の肉厚端部230付近で肩部234に取り付けられると、翼縁スキンパネル216が全厚翼ボックススキンパネル206上に取り付けられる状態であっても、アセンブリ全体が望ましい外面プロファイル252と適合する。

【0033】

図7 - 図8の実施形態は、前縁の上部における取り付け領域を示すが、本明細書中に示される取り付けシステム及び方法は、前縁の下側取り付けポイントで使用することもできる。図10及び図11には、本開示に係る下側固定前縁取り付け形態の一実施形態の断面図が示される。図示のように、翼200の下端にある複合翼ボックススキンパネル208は、張り出し縁232を用いて、取り付け領域218で内部小骨部210b及び前側主桁212aに対して締め具214により取り付けられる。翼の鼻の周囲で湾曲する前縁スキンパネル216は、前縁小骨部210aによって支持されるとともに、翼ボックススキンパネル208の肩部234で翼ボックススキンパネル208に対して締め具236を用いて直接に取り付けられる。

【0034】

取り付け領域218において、翼ボックススキンパネル208のベース部は、略一定の厚さ及びブライ数を有する。しかしながら、翼ボックススキンパネル208の全厚は、張り出し縁232の基端側で終端して一体の肩部234を形成する複合ランプ又はテーパ238に起因して変化する。前述したように、複合ランプ238は、複合翼ボックススキンパネル208の外面226上で共硬化される一群のテーパ状複合ブライから形成される。これらのテーパ状複合ブライ

はテーパ状ランプ238に形成され、テーパ状複合ランプ238は、翼ボックススキンパネル208の外面226と面一な基端部242と、張り出し縁232から後退させられる先端部230とを有するとともに、先端部230で最大ランプ厚を伴い、それにより、張り出し縁232に肩部234を画定する。この肩部234の高さ或いは厚さは、翼縁スキンパネル216の厚さにほぼ等しく、また、複合翼縁スキンパネル216は、肩部234のこの領域で、複合翼ボックススキンパネル208に取り付けられる。翼ボックススキンパネル208と翼縁スキンパネル216との間の滑らかな空気力学的移行をもたらすために、翼縁スキンパネル216の基端部217とランプ又はテーパ238の先端部230との間の任意の隙間を隙間充填材料250によって充填することができる。したがって、ランプ又はテーパ238は、翼縁スキンパネル216を翼ボックススキンパネル208に対して直接に取り付けることができるようにしつつ、また、翼ボックススキンパネル208のベース厚及びプライが取り付け領域218でほぼ連続することができるようにしつつ、縁スキンパネル216から翼ボックススキンパネル208まで外側翼表面の滑らかな移行プロファイルを与えるのに役立つ。

【0035】

また、本明細書中に開示される固定前縁取り付けシステム及び方法は、取り外し可能なパネルが設けられる前縁取り付け部或いは後縁取り付け部にも適用することもでき、また、これを幾つかの方法で行うことができる。当業者であれば分かるように、航空機は、内部構造に対する整備アクセスを可能にするために取り外し可能なパネルを様々な場所を含むことができる。翼の前縁は、しばしば、翼スラット作動機構と他の内部部品及びシステムとに対するアクセスを可能にするために幾つかの取り外し可能なパネルを含む。固定航空機スキンパネル及びパネル自体のために使用される典型的な締め具は、繰り返される取り外し及び締結に適していない。したがって、パネルを繰り返し取り外して交換することが望まれる場所では、特別な取り外し可能な締め具及び特別に構成されるパネルが使用される。

【0036】

図12には、取り外し可能なパネルを受け入れる下側桁取り付けポイントにおける下側固定前縁取り付け部の実施形態の拡大断面図が示される。この形態では、翼ボックススキンパネル208が張り出し縁232を用いて前側主桁212aに取り付けられる。取り付け領域において、翼ボックススキンパネル208は、翼ボックススキンパネル208の全厚を増大させるランプ又はテーパ238を含み、ランプ238の先端部230は、前述した態様で肩部234を画定するように、張り出し縁232から後退させられる。

【0037】

固定前縁スキンパネル216と関連付けられる取り外し可能なパネルが含まれる場合には、この取り外し可能なパネル260を翼ボックススキンパネル208自体以外の構造に対して直接に取り付けることができる。図12に示される実施形態では、(例えば、複合体又は金属の)スプライスプレート262が締め具264により翼ボックススキンパネル208の肩部234に取り付けられる。肩部234を形成する一般的な寸法、特性、及び、方法は、前述したものと同様であってもよい。ランプ238の先端部230とスプライスプレート262の基端部267との間の隙間を埋めて、空気力学的な表面プロファイルを与えるために、封止材などの隙間充填材料265を設けることができる。

【0038】

スプライスプレート262は、取り外し可能な複合前縁スキンパネル260の厚さにほぼ等しいジョグル266を含む。取り外し可能な複合前縁スキンパネル260は、取り外し可能な締め具268、例えばチタン合金又はスチール合金などの金属の皿ボルトを用いて、スプライスプレート262に取り付けられる。このタイプの締め具は、スプライスプレート262の内側に取り付けられる(例えば金属の)ナットプレート270を含む。また、取り外し可能なパネル260は、取り外し可能なパネル260を損傷させることなく締め具268の度重なる取り外し及び交換を可能にする(例えば金属の)耐久スリーブを含むこともできる。取り外し可能な複合前縁スキンパネル260は、例えば整備活動中に取り外し及び交換を繰り返すことができるように構成されるため、スプライスプレート262のジョグル266と取り外し可能なパ

ネル260の基端部261との間の隙間273に隙間充填材料が設けられなくてもよい。図12には取り外し可能なパネル260の後縁だけが示されるが、取り外し可能なパネル260の前縁及び他の縁を同じ方法で取り付けのように構成することができる。他の形態を使用することもできる。

【0039】

図13に示される他の実施形態では、取り外し可能なパネル260が翼ボックススキンパネル208の肩部234に対して直接に取り付けられる。この実施形態では、取り外し可能な締め具272が翼ボックススキンパネル208の肩部234に設けられる。取り外し可能な締め具272は（例えば金属の）耐久スリーブ274を含み、該耐久スリーブ274は、翼ボックススキンパネル208の肩部234を貫通して延在するとともに、翼ボックススキンパネル208に対して所定位置で結合され或いはシールされるスリーブ274の基部に圧着タングによって保持されるフローティングナットと係合する。取り外し可能なパネル260は、取り外し可能なパネル260を損傷させることなく締め具272の度重なる取り外し及び交換を可能にする（例えば金属の）耐久スリーブを含むこともできる。取り外し可能な複合前縁スキンパネル260は、例えば整備活動中に取り外し及び交換を繰り返すことができるように構成されるため、肩部234におけるランプ238の先端部230と取り外し可能なパネル260の基端部261との間の隙間276に隙間充填材料を設けることができ、あるいは、この隙間充填材料を省くことができる。

【0040】

図13には、取り外し可能なパネル260の後縁だけが示される。この実施形態では、取り外し可能なパネル260の後縁が翼ボックススキンパネル208に対して直接に取り付けられるため、取り外し可能なパネルの残りの縁（図示せず）の取り付けのために他の構造を設けることができる。例えば、翼ボックススキンパネル208の縁と隣り合わない取り外し可能なパネル260の外周部を取り囲むために、図12のスプライスプレート262のように構成されて機能するスリークォーターフレーム（図示せず）を設けることができる。したがって、取り外し可能なパネル260は、翼ボックススキンパネル208の張り出し縁232及びスリークォーターフレームの両方に取り付けて、翼ボックススキンパネル208の張り出し縁232と外周フレームとによって画定される組み合わせ開口部を埋めるように構成され得る。

【0041】

前述したように、本開示のシステム及び方法は、航空機翼の前縁及び後縁に対して同様に適用される。図14には、本開示にしたがって構成される上側及び下側の固定翼縁取り付け部を有する複合構造の翼200の後縁280の断面図が示される。図15には、これらの取り付け部のうちの上側の取り付け部の拡大断面図が与えられる。図示のように、翼200の上端及び下端のそれぞれにおける上側及び下側の複合翼ボックススキンパネル206、208はそれぞれ、取り付け領域で、張り出し縁232を用いて、内部小骨部210b及び後側主桁212bに対して取り付けられる。図15を参照すると、略平坦で且つ後側から翼スポイラー（図14中の289）の基部まで延在する上側固定後縁スキンパネル282は、後縁小骨部210cによって支持されるとともに、前述した態様で翼ボックススキンパネル206の肩部234で翼ボックススキンパネル206に対して直接に取り付けられる。

【0042】

取り付け領域218において、翼ボックススキンパネル206のベース部は、略一定の厚さ及びプライ数を有する。しかしながら、翼ボックススキンパネル206の全厚は、張り出し縁232の基端側で終端して一体の肩部234を形成する複合ランプ又はテーパ238に起因して変化する。前述したように、複合ランプ238は、複合翼ボックススキンパネル206の外面226上で共硬化される一群のテーパ状複合プライから形成される。これらの複合プライはテーパ状ランプ238に形成され、テーパ状複合ランプ238は、翼ボックススキンパネル206の外面226と面一な基端部242と、張り出し縁232から後退せられる先端部230とを有するとともに、先端部230で最大ランプ厚を伴い、それにより、張り出し縁232に肩部234を画定する。この肩部は、前述したように成形され或いは機械加工され得る、あるいは、何らかの他の方法で形成され得る。肩部234の高さ或いは厚さは、複合翼後縁スキンパネル282の厚さ

にほぼ等しく、また、パネル282は、肩部234で複合翼ボックススキンパネル206に取り付けられる。したがって、ランプ又はテーパ238は、パネル282を翼ボックススキンパネル206に対して直接に取り付けることができるようにしつつ、また、翼ボックススキンパネル206のベース厚及びプライが取り付け領域218でほぼ連続することができるようにしつつ、翼ボックススキンパネル206から翼後縁スキンパネル282まで外側翼表面の滑らかな移行プロファイルを与える。後縁スキンパネルの下側取り付けポイントを同様な態様で構成することができる。

【0043】

このように、本明細書中に開示されるこの固定翼縁取り付けシステム及び方法は、前縁及び／又は後縁に沿って一体の段差を有する複合翼スキンを提供する。複合翼は平行プライ及びテーパ状プライの両方を含み、より大きな強度のために、全てのプライが共硬化される。一体の段差は、複合パネルの縁の状態へと機械加工され、あるいは、パネルのレイアップ中及び／又は硬化中に機械加工工具又はマンドレルによって成形される。好適には、この接続は、一般に3つ以上の部品を含む他の従前の方法とは対照的に、たった2つの部品が互いに結合されることによって行うことができる。

【0044】

このように、システム及び方法は、より少ない部品を用いた、面で滑らかな空気力学的表面のための潜在的により良好な許容範囲を伴うとともに、潜在的により良好な空気力学的性能を伴う、前縁スキン又は後縁スキン - 翼ボックススキン結合を提供する。また、システム及び方法は、組み立てるためにあまり労力を必要としない、より安価な、より軽量な、より効率的な構造も提供する。このシステム及び方法は、構造プライがそれぞれの外側主桁付近のスキン取り付け領域でテーパ状を成し、それにより、より浅いランプ角と桁からのより短い張り出しとを可能にするという点において従前の翼縁スキン取り付け方法とは異なると考えられる。

【0045】

本開示の実施形態は、図17に示される航空機302のための図16に示される航空機の製造及び保守点検方法300との関連で説明されてもよい。生産前の間にわたって、典型的な方法300は、航空機302の仕様及び設計304と、材料調達306とを含んでもよい。生産中、構成要素及び部分組立品の製造308と航空機302のシステム統合310とが行われる。その後、航空機302は、就航314するために認証及び搬送312を経由してもよい。取引先による就航の間、航空機302は、定期的な整備及び保守点検316（変更、再構成、改修などを含んでもよい）の予定が組まれる。

【0046】

方法300のプロセスのそれぞれは、システム統合者、第三者、及び／又は、オペレータ（例えば、取引先）によって実行され或いは行われてもよい。この説明の目的のため、システム統合者は、制限なく、任意の数の航空機製造業者及び主要システム下請業者を含んでもよく、第三者は、制限なく、任意の数のベンダー、下請業者、及び、サプライヤーを含んでもよく、また、オペレータは、航空会社、リース会社、軍事企業、保守点検機関などであってもよい。

【0047】

図17に示されるように、典型的な方法300によって生産される航空機302などの航空宇宙機は、複数のシステム320及び内部322を有する機体318を含んでもよい。高レベルシステム320の例は、推進システム324、電気システム326、油圧システム328、及び、環境システム330のうちの1つ以上を含む。任意の数の他のシステムが含まれてもよい。本開示に関して航空機が航空宇宙用途の一例として与えられるが、これが航空宇宙用途の単なる一例にすぎないことが理解されるべきである。また、航空宇宙例が示されるが、本開示の原理は、例えば自動車産業などの他の産業に適用されてもよい。

【0048】

また、本開示は、以下の項に係る実施形態を備える：

1. 張り出し縁を用いて、取り付け領域で外側翼桁に対して取り付けられる複合翼ボッ

10

20

30

40

50

クススキンパネルであって、

取り付け領域で略一定の厚さ及びプライ数を有するとともに、

複合翼ボックススキンパネルの外面上に複合翼ボックススキンパネルと共硬化される複合ランプを有し、該ランプが基端部と先端部とを有するとともに、先端部で最大ランプ厚を有し、先端部が張り出し縁から後退させられ、それにより、張り出し縁に肩部を画定する、

複合翼ボックススキンパネルと、

最大ランプ厚にほぼ等しい厚さを有するとともに、肩部においてランプの先端部付近で複合翼ボックススキンパネルに取り付けられる複合翼縁スキンパネルと、

を備える、航空機翼の複合固定縁。

10

2. 複合翼縁スキンパネルが翼の前縁及び後縁のうち的一方である項1に係る複合固定翼縁。

3. 複合翼ボックススキンパネルの厚さは、複合翼縁スキンパネルの厚さの約3倍～約12倍である項1に係る複合固定翼縁。

4. 複合翼ボックススキンパネルの厚さが約1インチであり、複合翼縁スキンパネルの厚さが約0.1インチである項3に係る複合固定翼縁。

5. 取り付け領域が下側桁取り付けポイントにあり、複合翼縁スキンパネルが取り外し可能なパネルを備える項1に係る複合固定翼縁。

6. 複合ランプが約40対1のテーパ比を有する項1に係る複合固定翼縁。

7. 複合ランプの先端部及び肩部は、複合翼ボックススキンパネルの張り出し縁を共硬化された複合ランプと共に機械加工することによって形成される項1に係る複合固定翼縁。

20

8. 肩部が約1.5インチの深さを有する項1に係る複合固定翼縁。

9. 複合ランプの基端部付近の複合翼ボックススキンパネルの外表面の部分が空気力学的プロファイル画定し、複合ランプの基端部と先端部との間の複合翼ボックススキンパネルの部分及び張り出し縁が内側への湾曲画定し、複合ランプの外表面は、複合ランプの基端部付近の複合翼ボックススキンパネルの空気力学的プロファイルをほぼ持続させる外側プロファイル画定する項1に係る複合固定翼縁。

10. 取り付け領域で外側翼桁から張り出す複合翼ボックススキンパネルの縁にある一体の肩部であって、複合翼ボックススキンパネルが取り付け領域で略一定の厚さと略一定のプライ数とを有し、肩部が、複合翼ボックススキンパネルの縁にある外面と縁から後退せられるテーパの略垂直な肉厚端部とによって画定され、テーパが、取り付け領域で翼ボックススキンパネルの外表面と共硬化されるテーパ状プライを備える、一体の肩部と、

30

テーパの肉厚端部の厚さにほぼ等しい厚さを有するとともに、テーパの肉厚端部付近で肩部に取り付けられる複合翼縁スキンパネルと、

を備える複合航空機翼のための固定翼縁接続部。

11. 複合翼ボックススキンパネルの厚さが複合翼縁スキンパネルの厚さの約3倍～約12倍である項10に係る固定翼縁接続部。

12. 複合翼縁スキンパネルが翼の前縁及び後縁のうち的一方である項10に係る固定翼縁接続部。

13. テーパが約40対1のテーパ比を有する項10に係る固定翼縁接続部。

40

14. 肩部は、共硬化されたテーパの肉厚端部と複合翼ボックススキンパネルの縁とを機械加工することによって形成される項10に係る固定翼縁接続部。

15. 取り付け領域が下側桁取り付けポイントにあり、翼縁スキンパネルが取り外し可能なパネルを備える項10に係る固定翼縁接続部。

16. 複合航空機翼の固定縁を取り付けるための方法において、

略一定のプライのベース厚を有する複合翼ボックススキンパネルと共硬化テーパ状プライの厚肉化縁領域とを形成するステップと、

共硬化テーパ状プライの後退部を形成することによって一体の肩部を縁領域に形成するステップであって、肩部が、略一定のプライのベース厚にほぼ等しい厚さを有する、ステップと、

50

航空機翼の外側桁に対して該外側桁から肩部が外側に張り出す状態で翼ボックススキンパネルを取り付けるステップと、

複合翼縁スキンパネルを肩部に取り付けるステップと、 を備える方法。

17．一体の肩部を形成するステップは、所望の肩部形状を有するマンドレルに対して略一定のプライとテーパ状プライとをレイアップすることによって行われる項16に係る方法。

18．一体の肩部を形成するステップは、翼ボックススキンパネルの縁領域を機械加工することによって行われる項16に係る方法。

19．複合翼縁スキンパネルを肩部に取り付けるステップは、ベース厚の約1/3～約1/12の厚さを有する複合翼縁スキンパネルを取り付けることを含み、複合翼縁スキンパネルは、翼の固定前縁スキンパネル及び翼の固定後縁スキンパネルのうち的一方である項16に係る方法。

20．取り外し可能なパネルを複合翼縁スキンパネルに取り付けるステップを更に備える項16に係る方法。

【 0 0 4 9 】

様々な実施形態を図示して説明してきたが、本開示は、そのような実施形態に限定されず、当業者に明らかな全ての改変及び変形を含むように理解され得る。

【 符号の説明 】

【 0 0 5 0 】

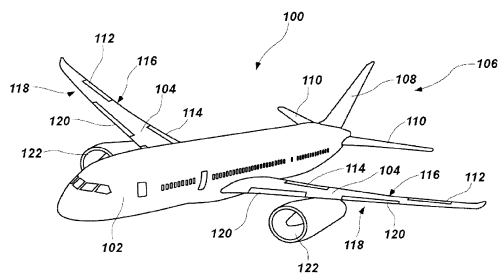
100	航空機	20
102	胴体	
104	翼	
106	テール構造	
108	垂直安定板	
110	水平安定板	
112	補助翼	
114	フラップ	
116	後縁	
118	前縁	
120	可動前側翼スラット、可動スラット	30
122	エンジン	
124	上側翼スキン、翼スキン、上側スキン、上側複合翼ボックススキンパネル、翼ボックススキンパネル	
126	下側翼スキン、翼スキン、下側スキン、下側複合翼ボックススキンパネル	
128	主桁、翼桁、桁	
128a	前側主桁、主桁	
128b	後側主桁	
130	翼付け根	
132	翼端	
134	小骨	40
134a	前縁小骨部	
134b	内部小骨部	
134c	後縁小骨部	
136	前側主桁の前面	
138	固定翼部分	
140	翼ボックス部	
142	前縁部	
144	ビーム	
146	前縁スキンパネル、翼縁スキンパネル	
148	スプライスストラップ	50

150	ジョグ	
152	締め具	
154	締め具	
170	表面プロファイル、上面プロファイル	
172	当接点	
176	ランプ又はテーパ部	
200	翼	
202	固定翼部分	
204	可動前側翼スラット	
206	上側複合翼ボックススキンパネル、全厚翼ボックススキンパネル	10
208	下側複合翼ボックススキンパネル	
212a	前側主桁	
210a	前縁小骨部	
210b	内部小骨部	
210c	後縁小骨部	
212a	前側主桁、外側翼桁	
212b	後側主桁	
214	締め具	
216	前縁スキンパネル、複合翼縁スキンパネル	
217	基端部	20
218	取り付け領域	
219	ブライ	
220	張り出し部、張り出し領域	
222	厚肉化縁領域	
224	共硬化テーパ状複合ブライ、共硬化ランプ複合ブライ	
226	外面	
230	先端部（肉厚端部）	
232	先端縁	
234	肩部	
236	締め具	30
238	テーパ状複合ランプ（テーパ）	
242	肉厚縁	
246	基端部	
250	封止材（隙間充填材料）	
252	標準的な翼表面プロファイル	
260	取り外し可能なパネル	
262	スプライスプレート	
264	締め具	
265	隙間充填材料	
266	ジョグル	40
268	締め具	
270	ナットプレート	
272	締め具	
274	耐久スリーブ	
276	隙間	
280	後縁	
282	複合翼後縁スキンパネル、上側固定後縁スキンパネル	
300	航空機の製造及び保守点検方法	
302	航空機	
304	仕様及び設計	50

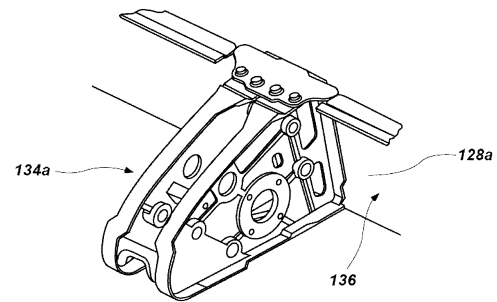
- 306 材料調達
- 308 構成要素及び部分組立品の製造
- 310 システム統合
- 312 認証及び搬送
- 314 就航
- 316 整備及び保守点検
- 318 機体
- 320 システム
- 322 内部
- 324 推進システム
- 326 電気システム
- 328 油圧システム
- 330 環境システム

10

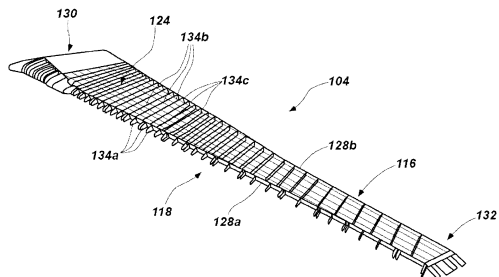
【図 1】



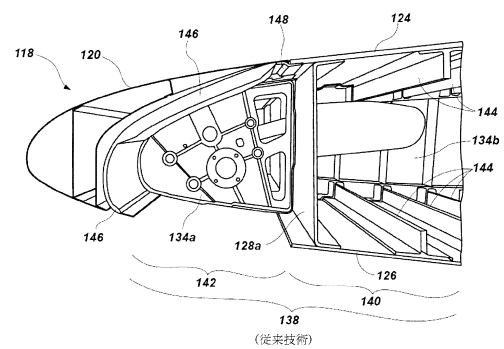
【図 3】



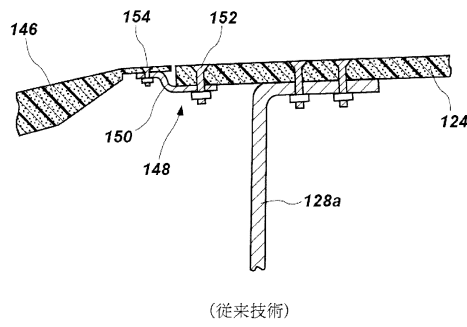
【図 2】



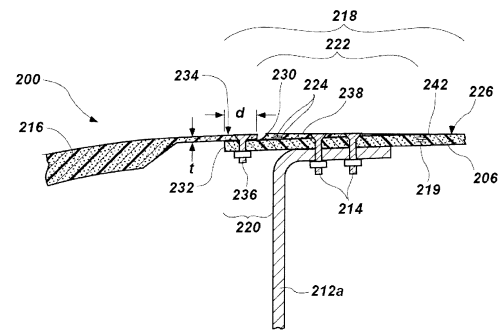
【図 4】



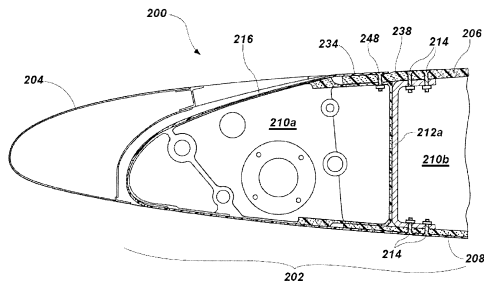
【図 5】



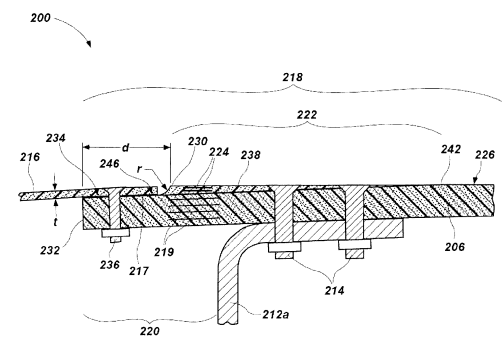
【図 7】



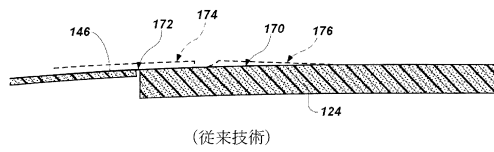
【図 6】



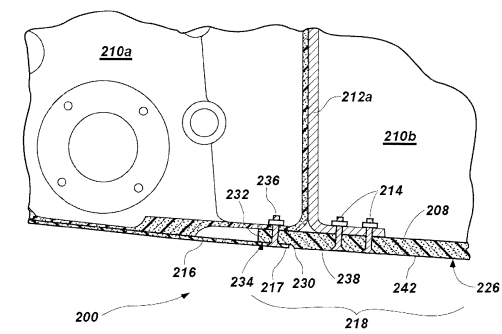
【図 8】



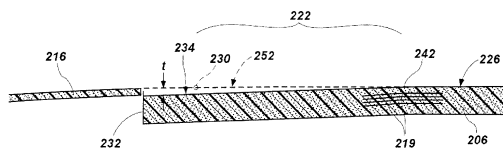
【図 9 A】



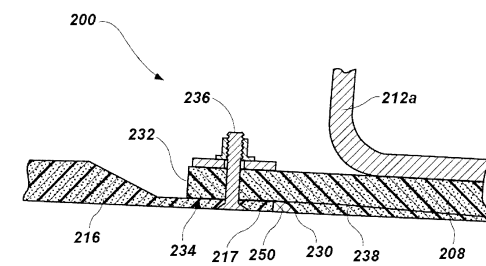
【図 10】



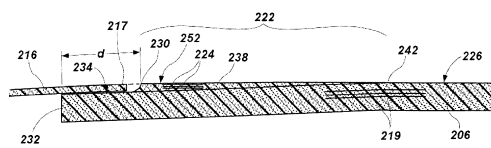
【図 9 B】



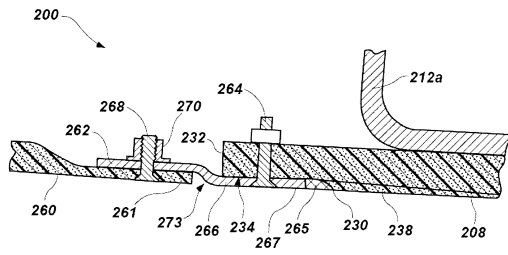
【図 11】



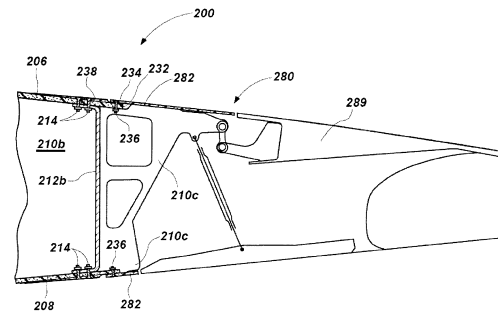
【図 9 C】



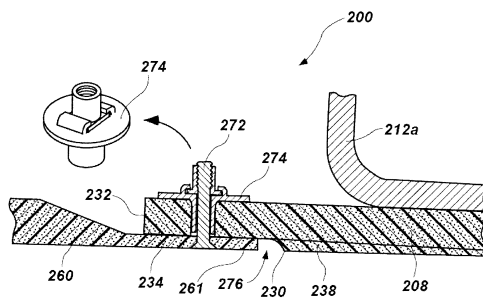
【図 12】



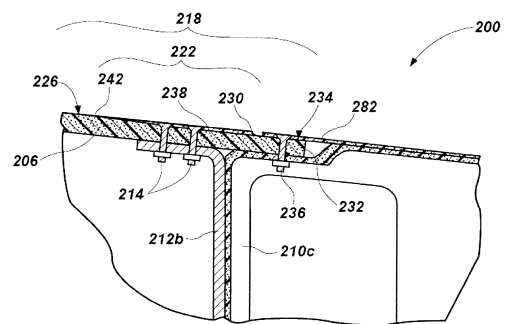
【図 14】



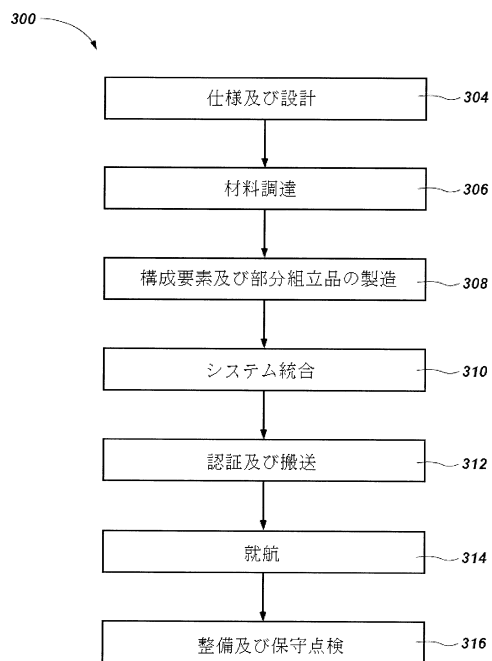
【図 13】



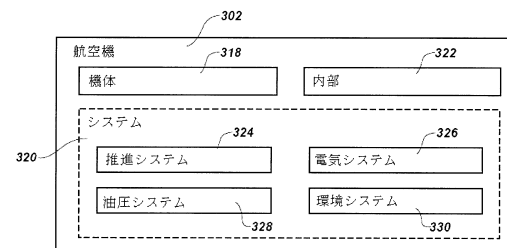
【図 15】



【図 16】



【図 17】



フロントページの続き

- (72)発明者 クリス・ジェー・フォスター
アメリカ合衆国・イリノイ・６０６０６・シカゴ・ノース・リヴァーサイド・プラザ・１００
- (72)発明者 グレゴリー・エム・サンティエーニ
アメリカ合衆国・イリノイ・６０６０６・シカゴ・ノース・リヴァーサイド・プラザ・１００
- (72)発明者 ジョン・ヴィー・ダヴィ
アメリカ合衆国・イリノイ・６０６０６・シカゴ・ノース・リヴァーサイド・プラザ・１００

審査官 マキロイ 寛済

- (56)参考文献 国際公開第２０１３／１０８０１３（ＷＯ，Ａ１）
特表２００９－５１９８６１（ＪＰ，Ａ）
特表２０１１－５１５２７８（ＪＰ，Ａ）

- (58)調査した分野(Int.Cl.，ＤＢ名)
- | | |
|---------|---------|
| B 6 4 C | 3 / 2 6 |
| B 6 4 C | 1 / 0 0 |
| B 6 4 C | 9 / 2 8 |