

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6159409号  
(P6159409)

(45) 発行日 平成29年7月5日(2017.7.5)

(24) 登録日 平成29年6月16日(2017.6.16)

(51) Int.Cl.	F 1
B64C 1/26 (2006.01)	B 64 C 1/26
B64C 3/34 (2006.01)	B 64 C 3/34
B64F 5/10 (2017.01)	B 64 F 5/10

請求項の数 13 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2015-536842 (P2015-536842)
(86) (22) 出願日	平成25年10月8日 (2013.10.8)
(65) 公表番号	特表2015-533111 (P2015-533111A)
(43) 公表日	平成27年11月19日 (2015.11.19)
(86) 国際出願番号	PCT/US2013/063913
(87) 国際公開番号	W02014/062423
(87) 国際公開日	平成26年4月24日 (2014.4.24)
審査請求日	平成28年5月16日 (2016.5.16)
(31) 優先権主張番号	13/652,975
(32) 優先日	平成24年10月16日 (2012.10.16)
(33) 優先権主張国	米国(US)

(73) 特許権者	500520743 ザ・ボーイング・カンパニー The Boeing Company アメリカ合衆国、60606-2016 イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(74) 代理人	100086380 弁理士 吉田 梢
(74) 代理人	100103078 弁理士 田中 達也
(74) 代理人	100130650 弁理士 鈴木 泰光
(74) 代理人	100135389 弁理士 白井 尚

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】航空機胴体フレームをウイングボックスに取り付ける方法及び装置

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

航空機胴体であって、当該航空機胴体のアウトボード部上に機体外板を有する航空機胴体と、

前記航空機胴体の一部を通じて延びるウイングボックスであって、封止され、加圧可能とされたウイングボックスと、

前記ウイングボックスの外側及び前記機体外板に固定して取り付けられた少なくとも一対の取り付け部材及び取り付け用リンク部材と、を含み、

前記取り付け部材は、前記機体外板からインボード距離離間した遠位端を有するインボード延出部を含み、

前記取り付けリンク部材は、前記インボード延出部の前記遠位端及び前記ウイングボックスの前記外側に連結されている、航空機。

## 【請求項 2】

前記取り付け部材は、複数の留め具によって、前記ウイングボックスの垂直外側に固定されている、請求項 1 に記載の航空機。

## 【請求項 3】

前記ウイングボックスの前記垂直外側は、

前記ウイングボックスの前面、または、

前記ウイングボックスの後面、の一方をさらに含む、請求項 2 に記載の航空機。

## 【請求項 4】

10

20

前記複数の留め具は、前記ウイングボックスの内部キャビティの外側に設けられている、請求項 2 又は 3 に記載の航空機。

【請求項 5】

航空機胴体であって、当該航空機胴体のアウトボード部上に機体外板を有する航空機胴体と、

前記航空機胴体の一部を通って延びるウイングボックスであって、封止され、加圧可能とされたウイングボックスと、

前記ウイングボックスの外面及び前記機体外板に固定して取り付けられた少なくとも一对の取り付け部材及び取り付け用リンク部材と、を含み、

前記取り付け部材は、インボード延出部を含み、

前記取り付けリンク部材は、前記インボード延出部と前記ウイングボックスの前記外面とに連結されている、航空機。

【請求項 6】

前記取り付け部材は、

前記航空機胴体の前記機体外板に連結された上方延出部と、

前記航空機胴体の前記機体外板及び前記ウイングボックスに連結された下方延出部と、をさらに含み、

前記取り付け部材の前記上方延出部及び下方延出部は、固定して取り付けられている、請求項 1 ~ 5 のいずれかに記載の航空機。

【請求項 7】

前記ウイングボックスは、前記ウイングボックスの内部キャビティ内に配置されたウイング燃料容器をさらに含む、請求項 1 ~ 6 のいずれかに記載の航空機。

【請求項 8】

ウイングボックスを作製することと、

前記ウイングボックスに連結する航空機胴体を作製することと、

前記ウイングボックスの外面または前記航空機胴体のアウトボード部の少なくとも一方に少なくとも 1 つの取り付け部材を取り付けることと、

前記航空機胴体を前記ウイングボックスに固定して取り付けるためにアライメントすることと、

前記少なくとも 1 つの取り付け部材を介して、前記ウイングボックスに前記航空機胴体を留め具で締結することと、

前記ウイングボックスの外面及び前記航空機胴体における機体外板に、取り付け用リンク部材と前記少なくとも 1 つの取り付け部材とを固定して取り付けることであって、前記取り付けリンク部材は、前記少なくとも 1 つの取り付け部材におけるインボード延出部と前記ウイングボックスの前記外面とに連結されていることと、を含む、航空機の製造方法。

【請求項 9】

前記ウイングボックスの前記外面に前記少なくとも 1 つの取り付け部材を取り付けた後で、

前記ウイングボックスに前記航空機胴体を締結する前に、

前記ウイングボックスの内部キャビティに対して耐圧試験を行うこと、をさらに含む、請求項 8 に記載の方法。

【請求項 10】

前記ウイングボックスの前記外面における、前記航空機胴体の前記アウトボード部から所定距離の位置に、前記少なくとも 1 つの取り付け部材の前記インボード延出部を取り付けることをさらに含む、請求項 8 又は 9 に記載の方法。

【請求項 11】

少なくとも 1 つの取り付け部材を取り付けることは、

前記ウイングボックスの垂直外面のうちの前面または後面の 1 つに、少なくとも 1 つの取り付け部材を取り付けること、をさらに含む、請求項 8 ~ 10 のいずれかに記載の方法

10

20

30

40

50

。

### 【請求項 1 2】

前記ウイングボックスに前記航空機胴体を取り付けることは、  
締結中に前記留め具が前記ウイングボックスの内部キャビティに入るのを防止すること  
をさらに含む、請求項 8 ~ 1 1 のいずれかに記載の方法。

### 【請求項 1 3】

前記少なくとも 1 つの取り付け部材は、上方延出部及び下方延出部を含み、少なくとも  
1 つの取り付け部材を取り付けることは、

前記上方延出部を前記航空機胴体の前記アウトボード部に取り付けることと、

前記下方延出部をウイングボックスの前記外面に取り付けること、とをさらに含み、

10

前記ウイングボックスに前記航空機胴体を取り付けることは、前記少なくとも 1 つの取  
り付け部材の前記上方延出部及び前記下方延出部を介して、前記航空機胴体を前記ウイン  
グボックスに留め具で締結することをさらに含む、請求項 8 ~ 1 2 のいずれかに記載の方  
法。

### 【発明の詳細な説明】

#### 【技術分野】

#### 【0 0 0 1】

以下の開示は、概して、航空機の構造体に関し、より具体的には、航空機の胴体に対する  
ウイングの取り付けに関する。

#### 【背景技術】

20

#### 【0 0 0 2】

航空機の最終的な組み立てに要する時間のかなりの部分は、航空機胴体にウイングアセ  
ンブリを連結することに費やされる。従来の胴体に対するウイングの取り付けでは、外側  
ウイングボックス (outboard wing box) を、センターウイングボックス、及び、航空機  
胴体の外板を連結する垂直フランジに接合するフレームスタブビーム (frame stub beams  
) を、ウイングボックスに取り付ける。ウイングボックスとの境界面には、胴体スタブビ  
ームと、ウイングボックスストリンガー (wing box stringer) 細部部品及び留め具の両  
方が含まれている。航空機胴体サイドパネルフレームは、2 つに分割されており、これよ  
って、下側のフレーム部分を、ウイングと胴体との接合箇所に対して曲げることができる  
ようになっている。このような構成では、航空機の胴体フレーム接合部材によって、フレ  
ーム重量が増す。また、二次的燃料バリア付与プロセスは、有害な煙霧を含み、この取  
り付けが完了するまでは十分に行うことができない。このことによって、胴体とウイングと  
の一体化の箇所において、費用がかかり且つ複雑なプロセスが必要となっている。

30

#### 【0 0 0 3】

上述の記載が示唆するように、航空機の胴体にウイングを接合するための現在の方法は  
、時間とコストの両方がかかり、さらに、多数の締結システムによって胴体重量が増すた  
め、航空機の性能や燃費が低下するという問題もある。従って、必要な時間及び構造補強  
が少なくてすむ、航空機の胴体にウイングを接合するための新規の方法及びシステムが望  
まれている。本明細書における開示は、このような考慮点及びその他の考慮点に基づいて  
提示されるものである。

40

#### 【発明の概要】

#### 【0 0 0 4】

この概要は、選択された概念を簡単に紹介するためのものであり、これらの概念は以下の  
詳細な説明に詳しく記載されている。この概要は、特許請求の範囲の要旨を限定するこ  
とを意図したものではない。

#### 【0 0 0 5】

本明細書に開示した航空機は、外側部材及び当該外側部材上の機体外板を有する航空機  
胴体と、当該航空機胴体の一部を通って延びるとともに、封止され、加圧可能とされたウ  
イングボックス、とを含む。取り付け部材及び取り付け用リンク部材の少なくとも一対が  
、ウイングボックスの外面及び機体外板に固定して取り付けられている。

50

## 【0006】

本明細書に開示した航空機用の取り付け装置は、外側部材及び当該外側部材上の複数の機体フレーム部材を有する航空機胴体と、当該航空機胴体の一部を通って延びるウイングボックスとを含む。当該取り付け装置は、ウイングボックスの外面に固定して取り付けられた取り付け部材及び取り付け用リンク部材の少なくとも一対を含む。当該取り付け部材は、航空機胴体の外側部材を支持する上方延出突出部と、前記外側部材又はセンターウイングボックスの前記外面を支持する下方延出部材と、ウイングボックスの機内外面に連結されている取り付けリンク部材を支持する内向き延出突出部と、を含む。複数の留め具によって、航空機胴体が、取り付け部材及び取り付けリンク部材に固定して取り付けられており、これによって、航空機胴体がウイングボックスに固定されている。

10

## 【0007】

本明細書に開示した航空機の組み立て方法は、ウイングボックスを作製することと、ウイングボックスに連結する航空機胴体を作製することと、ウイングボックスの外面または航空機胴体の外側部材の少なくとも一方に少なくとも1つの取り付け部材を取り付けることと、航空機胴体をウイングボックスに固定して取り付けるために位置合わせすることと、少なくとも1つの取り付け部材を介してウイングボックスに航空機胴体を留め具で締結することと、を含む。

## 【0008】

上述した特徴、機能、利点は、本願の開示の様々な実施形態によって個別に達成することができ、あるいは、さらに他の実施形態と組み合わせてもよく、そのさらなる詳細は、以下の記載及び図面を参照することによってより明らかになるものである。

20

## 【図面の簡単な説明】

## 【0009】

本明細書で提示される実施形態は、詳細な説明及び添付図面からより理解されるであろう。

【図1】本明細書で開示される一実施形態による、航空機胴体に接合されたウイング部材を有する航空機の上側等角投影図である。

【図2】ウイングボックス及び機体に接合された、第1実施形態のワンピース取り付け部材を示す、一部切欠き等角投影図である。

【図3】ウイングボックス及び機体に接合された、図2の第1実施形態のワンピース取り付け部材を示す、一部切欠き前方または後方図である。

30

【図4】ウイングボックス及び機体に接合された、第2実施形態のツーピース取り付け部材を示す、一部切欠き等角投影図である。

【図5】ウイングボックス及び機体に接合された、図4の第2実施形態のツーピース取り付け部材を示す、一部切欠き前方または後方図である。

【図6】ウイングボックス及び機体に接合されつつある、図4～図5の第2実施形態のツーピース取り付け部材を示す分解等角投影図である。

【図7】ウイングアセンブリを航空機胴体に取り付ける方法を示す、論理的なフローチャートプロセスである。

【図8】地上位置及び飛行位置における、航空機胴体に対する負荷過程を示す、論理的なフローチャートプロセスである。

40

## 【発明を実施するための形態】

## 【0010】

以下の開示は、航空機胴体に航空機ウイングを効率的な方法で取り付けるための種々の方法及びシステムを説明している。以下により詳しく述べるように、一実施形態において、航空機ウイングは、留め具を用いて航空機胴体に取り付けられ、当該留め具を用いることによって、ウイングアセンブリを貫通する締結装置を用いずに、航空機胴体をウイングアセンブリに取り付けることが可能になっている。本明細書に記載した種々の実施形態を完全に理解できるようにするために、一部詳細を以下の説明及び図1～8に記載している。ただし、本明細書に記載した種々の実施形態の説明を必要に不明瞭にすることを避ける

50

ため、一般的に航空機ウィング、胴体、及び、航空機構造によく関連付けられる周知の構造及びシステムについては、詳しい説明を記載していない。

【0011】

図面に示された細部、寸法、角度、及び他の特徴は、本明細書に開示した特定の実施形態の单なる例示である。従って、別の実施形態は、本明細書に記載の実施形態の精神または範囲から逸脱することなく、別の細部、寸法、角度、及び他の特徴を有する可能性がある。さらに、当業者であれば理解できるように、以下に記載した詳細の一部がなくても、さらなる実施形態を実施しうる。また、図面における同一の参照数字は、同一または少なくとも概ね類似する要素を示している。上述した特徴、機能、利点は、本願の開示の様々な実施形態によって個別に達成することができ、あるいは、さらに他の実施形態と組み合わせてもよく、そのさらなる詳細は、以下の記載及び図面を参照することによってより明らかになるものである。

10

【0012】

図1は、本明細書で提示された一実施形態による、航空機胴体3に取り付けられたウィングアセンブリ2を有する航空機1の上側等角投影図(top isometric view)である。航空機胴体3は、右航空機胴体部材3Rと、対応する左航空機胴体部材3Lとを含む。ウィングアセンブリ2は、右航空機胴体部材3Rから延出する右ウィングアセンブリ部材2Rと、左航空機胴体部材3Lから延出する左ウィングアセンブリ部材2Lとを含む。ウィングアセンブリ2は、航空機胴体3の少なくとも一つの部材を通って延びるウィングボックス10をさらに含む。ウィングボックス10によって、右ウィングアセンブリ部材2Rが左ウィングアセンブリ部材2Lに構造的に取り付けられている。ウィングアセンブリ部材2R及び2Lは、それぞれ、隣接交点5において、航空機胴体部材3R及び3Lにそれぞれ接合されており、当該交点において、ウィングアセンブリ2の主翼外板6が、航空機胴体3の胴体外板7に交差している。

20

【0013】

ウィングボックス10は、その全体がウィングアセンブリ2内に配置されていてもよく、例えば燃料タンクを含むことができる内部キャビティ構造(図示せず)、または、別個に区分けされた、航空機胴体3から独立した他のキャビティを規定していてもよい。例えば、ウィングボックス10によって規定された内部キャビティ構造に対して、胴体3の耐圧試験とは独立して、耐圧試験を行ってもよい。これによれば、航空機胴体構造体3をウイングアセンブリ2に取り付ける前に、あらゆる圧力漏れに対してテストを行うことができる。ウィングボックスは、垂直方向に配置された前面及び後面をさらに含む。

30

【0014】

本明細書で提示した実施形態は、ウィングボックス10を介して航空機胴体3をウイングアセンブリ2に接合するための新規な方法及びシステムであり、この接合は、ウィングボックス10の前方または後方の側縁に配置された取り付け部材20を用いて行われ、その近傍で胴体外板7が主翼外板6に繋がっている。

【0015】

図示の実施形態においては、航空機1は、右ウイングアセンブリ部材2Rによって保持された1エンジン4Rと、左ウイングアセンブリ部材2Lによって保持された第2エンジン4Lとを有する民間航空機である。ただし、他の実施形態において、胴体にウイングを取り付けるための本明細書に記載の方法及びシステムは、他の航空機、例えば上記以外の民間航空機及び非民間航空機、に用いることもできる。例えば、航空機胴体に取り付けられた1つまたは複数のエンジンを有する輸送機に用いることもできる。

40

【0016】

図2は一部切欠き等角投影図であり、図3は一部切欠き前方または後方図であり、それぞれ、第1実施形態のワンピース取り付け部材(one-piece attachment member)30を示している。当該取り付け部材は、一部が図示されたウィングボックス10の角部と機体構造体50とに接合されている。ウィングボックス10は、ウィングボックス10の上面12、及び、ウィングボックス10の前方垂直外面または後方垂直外面14のどちらかが確

50

認できるよう、部分的に図示されている。この前後の向きは、図1に両方が示されているように、ワンピース取り付け部材30が、ウイングボックス10の前方部または後方部のどちらに配置されるかによって決まる。ワンピース取り付け部材30を、ウイングボックス10の外側部材(outboard member)に追加的に配置することによって、機体部材50を介して、航空機胴体3に固定して取り付けることができ、当該機体部材は、機体外板52と台形パネル54の両方を含みうる。台形パネル54と組み合わせて用いた場合、機体部材50に対する垂直方向の負荷を低減することができる。機体外板52は、台形パネル54の外側部材(図示せず)も取り囲む場合もある。

#### 【0017】

ワンピース取り付け部材30は、留め具33によって機体部材50、特に機体外板52、に固定連結された上方延出部32と、機体部材50の反対側に遠位端36を有する内向き(inboard)延出部34とを含む。当該遠位端は、延出部リンク60を介して、ウイングボックス10の垂直部材14にウイングボックス取り付け部品70によって連結されている。ワンピース取り付け部材30は、下方延出部38をさらに含み、当該下方延出部は、留め具39によって、ウイングボックス10の垂直部14に固定連結されており、さらに当該留め具によって台形部材54に、あるいは、直接、機体外板52の外側部材(図示せず)に、固定連結されている。

#### 【0018】

内向き延出部34は、ウイングボックス10の上面12によって規定される平面から、距離Dだけ上方に配置されている。機体外板52の締結位置、及び、ウイングボックス10/台形部材54の締結位置にそれぞれ連結された上方延出部32及び下方延出部38の取り付け面から内向き延出部34の遠位端36が長手方向に相当に離間しているため、曲げモーメントM(図3参照)は、一時的または定常の負荷による曲げに対する抵抗や剛性を向上させる。内向き延出部34の遠位端36から曲げモーメントMの中央線までの内向き距離Xを、上方延出部32及び下方延出部38の幅W(図3参照)よりも大きくすることによって、この剛性の向上が達成される。

#### 【0019】

図4は一部切欠き等角投影図であり、図5は一部切欠き前方または後方図であり、それぞれ、第2実施形態のツーピース取り付け部材40を示している。当該取り付け部材は、一部が図示されたウイングボックス10の角部と機体構造体50とに接合されている。本明細書で提示された様々な実施形態間で類似の要素は、同様の参照数字によって示している。ウイングボックス10は、ウイングボックス10の上面12、及び、ウイングボックス10の前方垂直外面または後方垂直外面14のどちらかが確認できるよう、部分的に図示している。ツーピース取り付け部材(two-piece attachment member)40を、ウイングボックス10の外側部材上にも追加的に配置することによって、機体部材50を介して、航空機胴体3に固定して取り付けることができ、当該機体部材は、機体外板52を含みうる。

#### 【0020】

ツーピース取り付け部材40は、留め具43によって機体部材50、特に機体外板52、に固定連結された上方延出部42と、機体部材50の反対側に遠位端46を有する内向き延出部44とを含む。当該遠位端は、延出部リンク60を介して、ウイングボックス10の垂直部14にウイングボックス取り付け部品70によって連結されている。ツーピース取り付け部材40は、下方延出部48をさらに含み、当該下方延出部は、留め具49によって、台形部材54及びウイングボックス10の垂直部14に固定連結されている。上方延出部42と下方延出部48とは、留め具41によって固定連結されている。

#### 【0021】

内向き延出部44は、ウイングボックス10の上面12によって規定される平面から、距離Dだけ上方に配置されている。機体外板52の締結位置、及び、ウイングボックス10/台形部材54の締結位置にそれぞれ連結された上方延出部42及び下方延出部48の取り付け面から内向きから内向き延出部44の遠位端46が長手方向に相当に離間してい

10

20

30

40

50

るため、曲げモーメントM(図5参照)は、一時的または定常の負荷による曲げに対する抵抗や剛性を向上させる。内向き延出部44の遠位端46から曲げモーメントMの中央線までの内向き距離Xを、上方延出部42及び下方延出部48の幅W(図5参照)よりも大きくすることによって、この剛性の向上が達成される。

【0022】

図6は、図4～図5に示した第2実施形態のツーピース取り付け部材を、ウイングボックス10及び機体部材50に接合する方法を示す分解等角投影図である。当該方法では、留め具43を用いて、上方延出部42/内向き延出部44を、機体部材50、特に、機体外板52に取り付ける。取り付けリンク60は、この場合、内向き延出部44の遠位端46に取り付けられるが、これに代えて、ウイングボックス取り付け部品70に取り付けてもよい(図示せず)。当該方法では、留め具49を用いて、下方延出部48を、ウイング台形部材54及びウイングボックス10の垂直部14に取り付ける。取り付け対象部材48、54、70が、それぞれのウイングボックス取り付け位置に取り付けられた後で、且つ、上方延出部42と下方延出部48とが互いに固定連結される前に、ウイングボックス10の内部キャビティに対して耐圧試験を行うことによって、その構造的な完全性を判定することができる。

【0023】

耐圧試験を行った後、上方延出部42/内向き延出部44及びこれらが取り付けられた機体部材50を含む第1アセンブリを、下方延出部48及びウイングボックス10を含む対応する第2アセンブリに対して、位置合わせする。次に、第1アセンブリと第2アセンブリとを、上方延出部42の連結用下側部材と下方延出部48の連結用上側部材とで互いに接触させて、留め具41で固定連結する。次に、取り付けリンク60を、内向き延出部44の遠位端46と、ウイングボックス10に取り付けられたウイングボックス取り付け部品70とに連結してもよい。

【0024】

追加的にはウイングボックス10内に配置された燃料タンクの任意の外部部品に対して、機体圧力限界に共通の二次的な燃料バリア付与プロセス(secondary fuel barrier application process)を、ウイングアセンブリ2を航空機胴体3に連結する前に、制御された環境下で行ってもよく、当該バリアは、機体に対するウイングの接合の際に破られることはない。

【0025】

ウイングアセンブリ2は、大部分の力を、取り付け部材(30または40)、及び、リンク60が取り付けられたウイングボックス取り付け部品70を介して、機体部材50を経由して航空機胴体3に伝える。第1の負荷状態は、航空機1が地上にあり、ウイングアセンブリ2に対する揚力が存在しない時であり、この状態では、取り付け部材(30または40)は、航空機胴体3の重量を支え、当該重量をウイングアセンブリ2を介して主着陸装置(図示せず)に伝える。航空機1が離陸すると、第2の負荷状態が起こる。この状態では、取り付け部材(30または40)は、飛行中のウイングアセンブリ2によって引き起こされる揚力負荷を、取り付け部材(30または40)、及び、リンク60が取り付けられたウイングボックス取り付け部品70を介して、航空機胴体3に伝える。

【0026】

図7は、ウイングアセンブリを図6に示したように航空機胴体に取り付ける方法を示す、論理的なフローチャートプロセスである。当該方法では、まず、100においてウイングボックス10を作製し、102においてウイングボックス10に連結する航空機胴体3を作製する。104において、取り付け部材30、40を、ウイングボックス10の外面14、または、機体部材50の外側部材52のいずれかに取り付ける。上述したように、当該取り付け部材は、例えば、ウイングボックス10または機体部材50のいずれかにも取り付けられるワンピース構造30を含むか、あるいは、ウイングボックス10及び機体部材50のそれぞれに各ピースを連結した後に両者を接合するツーピース構造40を含む。106において、機体部材50をウイングボックス10に対して位置合わせし、取り付

10

20

30

40

50

け部材が、ワンピース構造30の場合には、対応する機体部材50またはウイングボックス10の対象面に連結されるようにし、ツーピース構造40の場合には、上側取り付け部品42と下側取り付け部品48とが互いに連結されるようにする。加えて、ワンピース構造またはツーピース構造の場合において、内向き延出部上の取り付けリンク60を、ウイングボックス取り付け部品70に対して、位置合わせする。最後に、108において、複数の留め具を用いて機体部材50をウイングボックス10に締結することによって、取り付け部材が機体部材50をウイングボックス10に対して固定保持した状態となる。

#### 【0027】

図8は、地上位置及び飛行位置における、航空機胴体に対する負荷過程を示す、論理的なフローチャートプロセスである。図7に示した方法と同様に、200においてウイングボックス10が作製され、202においてウイングボックス10に連結する航空機胴体3が作製される。204において、取り付け部材30、40を、ウイングボックス10の外面14、または、機体部材50の外側部材52のいずれかに取り付ける。上述したように、当該取り付け部材は、例えば、ウイングボックス10または機体部材50のいずれかにも取り付けられるワンピース構造30を含むか、あるいは、ウイングボックス10及び機体部材50のそれぞれに各ピースを連結した後に両者を接合するツーピース構造40を含む。206において、機体部材50をウイングボックス10に対して位置合わせし、取り付け部材が、ワンピース構造30の場合には、対応する機体部材50またはウイングボックス10の対象面に連結されるようにし、ツーピース構造40の場合には、上側取り付け部品42と下側取り付け部品48とが留め具41によって互いに連結されるようにする。加えて、ワンピース構造またはツーピース構造の場合において、内向き延出部上の取り付けリンク60を、ウイングボックス取り付け部品70に対して、位置合わせする。208において、複数の留め具を用いて機体部材50をウイングボックス10に締結することによって、取り付け部材が機体部材50をウイングボックス10に対して固定保持した状態となる。当該方法は、さらに、航空機1が地上にあり、ウイングアセンブリ2に対する揚力要素が存在しない状態である第1の負荷状態210を含み、この状態では、取り付け部材30、40は、航空機胴体3の重量を支え、当該重量をウイングアセンブリ2及びウイングボックス10を介して主着陸装置(図示せず)に伝える。航空機1が離陸すると、第2の負荷状態212が起こる。この状態では、取り付け部材(30、40)は、飛行中のウイングアセンブリ2によって引き起こされる揚力負荷を、ウイングアセンブリ2からウイングボックス10を介して航空機胴体3及び機体部材50に伝える。

#### 【0028】

航空機胴体3からウイングボックス10を分離したことで、ウイングボックスストリングーと航空機胴体スタブビーム(図示せず)の両方を、軽量化に最適なものとすることができる。さらに、航空機胴体3に連結する前に、ウイングアセンブリ2、特に、ウイングボックス10を、別個に且つ所望どおりに完成させるとともに、その耐圧試験及び就航準備も行うことができる。航空機胴体支持部材30、40は、ワンピースの実施形態の場合は、その全体を機体50またはウイングボックス10のいずれかに取り付けることができ、ツーピースの実施形態の場合は、機体50及びウイングボックス10に別々に取り付けた後に連結することができる。ウイングボックス10を機体50に取り付ける前にワンピースの実施形態30の全体を機体50に取り付ける場合は、ウイングと機体とを接合する際に取り付け用の留め具がウイングボックス10の燃料バリアを貫通するため、機体50に連結する前にウイングボックス10の耐圧試験を行うことの構造上の利点はなくなるであろう。

#### 【0029】

本明細書に開示した実施形態は、ウイングボックス10の前方または後方垂直面14に対する航空機胴体フレーム3の連結を、ウイングアセンブリ2とウイングボックス10内のウイング燃料タンクとの共通の境界面から切り離し可能とするものであり、これは、ウイングボックス10の外側の垂直取り付けインターフェース32、38及び42、48を介して、航空機胴体フレーム取り付け部材30、40をウイングアセンブリ2のウイング

10

20

30

40

50

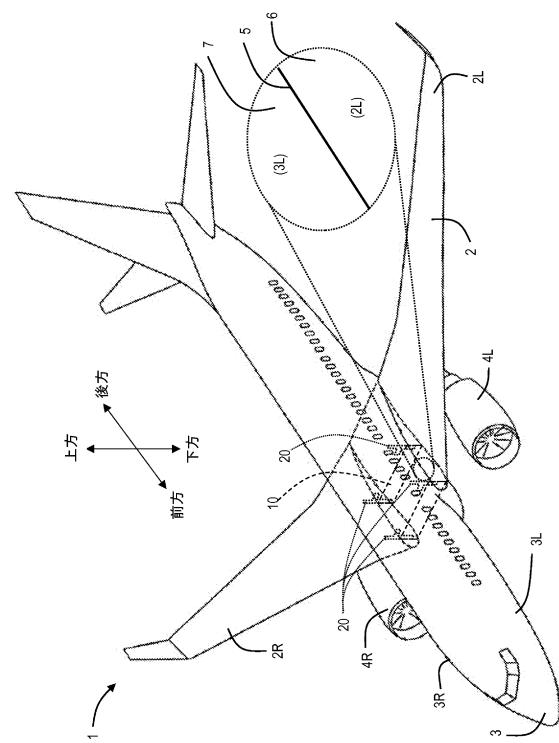
ボックス10に取り付けることだけで実現される。この構成によれば、ウイングボックス10を航空機胴体3に接合する前に完成させることができる。また、この構造によれば、ウイング2に接合する前に、航空機胴体フレーム全体を一体構造として航空機胴体外板52を取り付けることができ、これによって、重量を低減し、複数のフレーム部品同士を接合する工程を省くことができる。この構成によれば、ウイングボックスに機体フレームのスタブビームの取り付けるという困難な作業を大幅に減らすことによって、ウイングと機体との接合位置における軽量化及び製造作業の削減を実現することができる。

## 【0030】

上述した要旨は、単に例示的なものであり、開示を限定するものと解釈されるべきではない。本明細書で説明した要旨に対し、例示した実施形態ならびに図示及び説明した実用例に従うことなく、且つ、以下の特許請求の範囲に記載される本開示の真の精神及び範囲から逸脱することなく、種々の修正及び変更を行ってもよい。

10

【図1】



### 【図3】

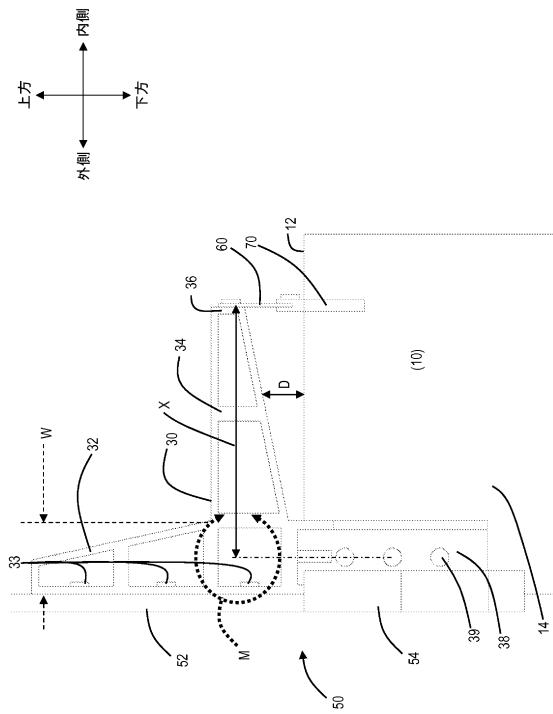


FIG. 3

## 【図5】

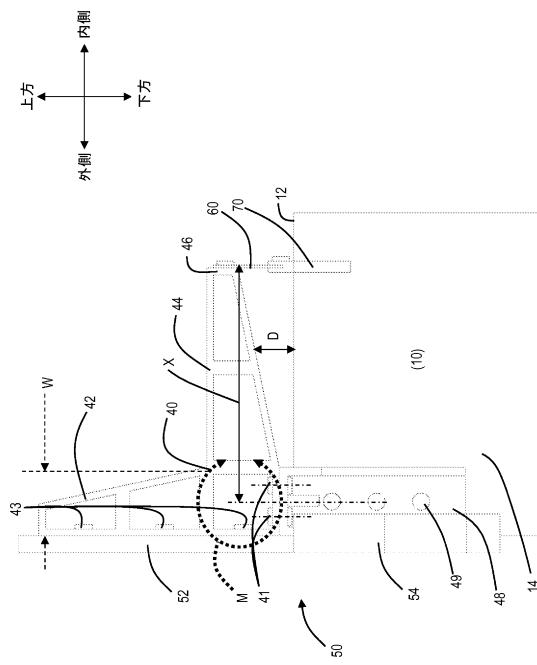


FIG. 5

【 図 4 】

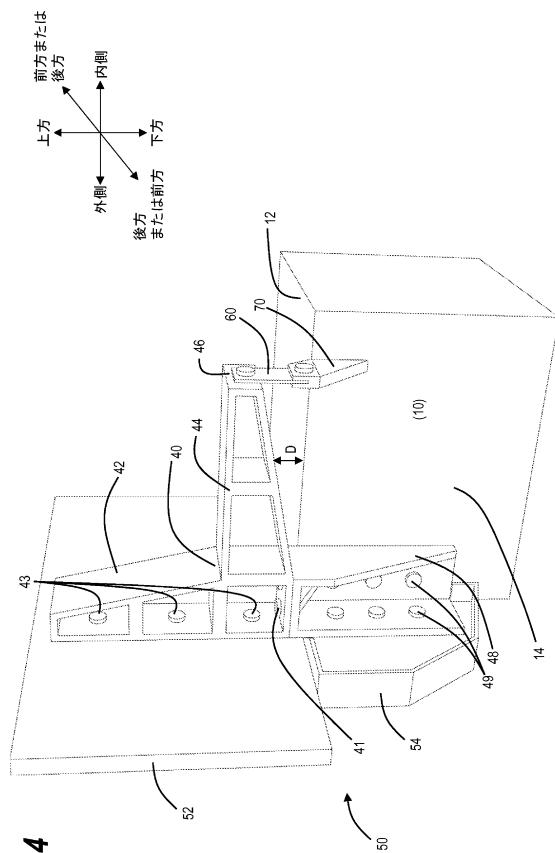


FIG. 4

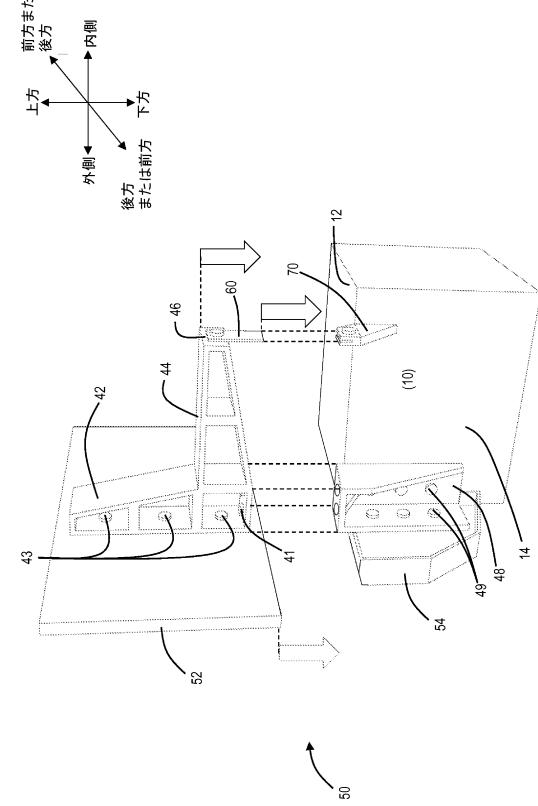


FIG. 6

【図7】

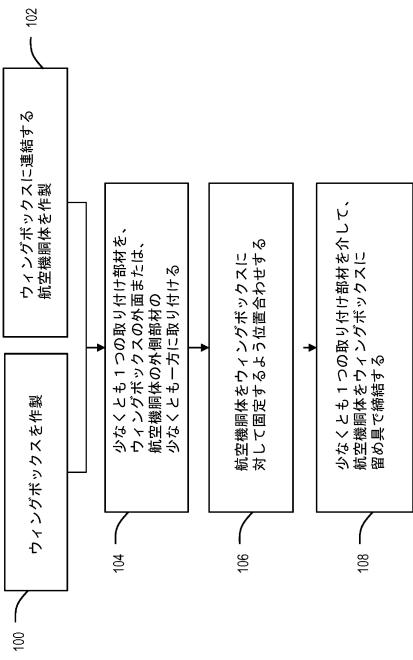


FIG. 7

【図8】

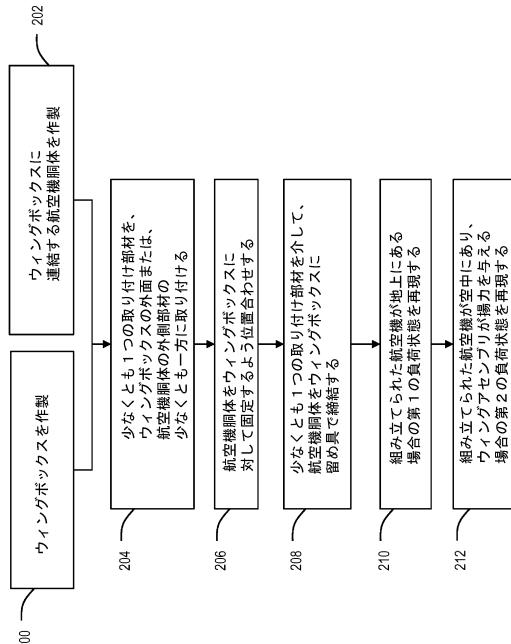


FIG. 8

---

フロントページの続き

(74)代理人 100161274  
弁理士 土居 史明

(74)代理人 100168044  
弁理士 小淵 景太

(74)代理人 100168099  
弁理士 鈴木 伸太郎

(72)発明者 トーマス、グラント、ブライアン  
アメリカ合衆国、ワシントン州 98204-1404、エバリット、M/C 0R-ML、27  
t h P1 W 9801

(72)発明者 リン、チュン リアン  
アメリカ合衆国、ワシントン州 98204、エバリット、M/C 0R-ML、エアポート ロ  
ード 9819

(72)発明者 アンドリューズ、フランシス、イー・  
アメリカ合衆国、ワシントン州 98204、エバリット、M/C 03-JC、ビルディング4  
0-88内の1B7-5

(72)発明者 チョイ、ウェンデル、シー・ケイ・  
アメリカ合衆国、ワシントン州 98204-1404、エバリット、M/C 0R-ML、27  
t h プレース W 9801

審査官 諸星 圭祐

(56)参考文献 米国特許出願公開第2008/0283666(US, A1)  
米国特許出願公開第2009/0146007(US, A1)  
特表2010-503578(JP, A)  
米国特許出願公開第2011/0089292(US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 1/26  
B64C 3/34  
B64F 5/10