

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5055280号  
(P5055280)

(45) 発行日 平成24年10月24日(2012.10.24)

(24) 登録日 平成24年8月3日(2012.8.3)

(51) Int.Cl.

B64C 3/18 (2006.01)

F 1

B 64 C 3/18

請求項の数 11 (全 26 頁)

(21) 出願番号 特願2008-526438 (P2008-526438)  
 (86) (22) 出願日 平成18年8月16日 (2006.8.16)  
 (65) 公表番号 特表2009-504494 (P2009-504494A)  
 (43) 公表日 平成21年2月5日 (2009.2.5)  
 (86) 國際出願番号 PCT/EP2006/008077  
 (87) 國際公開番号 WO2007/020069  
 (87) 國際公開日 平成19年2月22日 (2007.2.22)  
 審査請求日 平成21年7月29日 (2009.7.29)  
 (31) 優先権主張番号 102005038849.3  
 (32) 優先日 平成17年8月17日 (2005.8.17)  
 (33) 優先権主張国 ドイツ(DE)  
 (31) 優先権主張番号 60/709, 146  
 (32) 優先日 平成17年8月17日 (2005.8.17)  
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 311014956  
 エアバス オペレーションズ ゲーエムペ  
 ーハー  
 Airbus Operations G  
 mbH  
 ドイツ連邦共和国 21129 ハンブル  
 ク クリートスラーク 10  
 Kreetslag 10, 21129  
 Hamburg, Germany  
 (74) 代理人 100106002  
 弁理士 正林 真之  
 (74) 代理人 100120891  
 弁理士 林 一好

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 翼用の支持構造

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

少なくとも 1 つの棒部材 (36) と、  
 少なくとも 1 つの接合部材 (38) と、  
 前記少なくとも 1 つの棒部材 (36) は、管状部材と、遷移領域と、を備え、  
 前記遷移領域は、前記少なくとも 1 つの接合部材 (38) によって係合可能であり、部  
 分的な重なりが少なくともあり、  
 前記少なくとも 1 つの棒部材 (36) の前記遷移領域は、前記遷移領域が前記少なくとも 1 つの接合部材 (38) と係合する場合に、前記少なくとも 1 つの棒部材 (36) にお  
 ける中心線 (17) の延びる方向が前記少なくとも 1 つの接合部材 (38) に向かうよう  
 にして、前記少なくとも 1 つの接合部材 (38) に係合されており、

前記遷移領域は、第 1 断面形状を有する第 1 端部 (14) と、第 2 断面形状を有する第 2 端部 (13) とを備え、

前記第 1 断面形状と前記第 2 断面形状とは、異なり、  
 前記少なくとも 1 つの接合部材 (38) は、前記遷移領域と最少の部分で重なって係合  
 するように設計された少なくとも 1 つの取り付け部材 (19) と、基準側面 (21) と、  
 を備え、

前記少なくとも 1 つの棒部材 (36) は、複数の棒部材 (36) であり、  
 前記少なくとも 1 つの取付け部材 (19) は、前記基準側面 (21) に接続される複数  
 の板部材を有しており、

10

20

前記遷移領域の前記第2端部(13)は、前記板部材を受け入れるために、2つのシート状の部材が平行になるように離れて互いに対向して構成された平坦形状に形成され、

前記遷移領域の前記第2端部(13)が前記取り付け部材(19)の前記板部材を受け入れて前記遷移領域が前記接合部材(38)と係合する場合に前記基準側面(21)と前記複数の棒部材(36)の中心線(17)が延びる方向との間の角度がそれぞれ異なるように、前記取付け部材(19)の複数の板部材は、前記基準側面(21)に対する角度がそれぞれ異なって配置される、

ことを特徴とする航空機用の支持構造。

【請求項2】

前記遷移領域の第1端部(14)は、主として円形の断面形状(34)からなり、

10

前記第1端部(14)は、主として円形の断面形状を有する棒部材(8)が、接続可能であるように設計される、

ことを特徴とする請求項1記載の支持構造。

【請求項3】

前記少なくとも1つの棒部材(36)は、主として管状断面形状(28)からなり、

前記少なくとも1つの棒部材(36)は、主として管状断面形状を有する棒部材(8)が、接続可能であるように設計される、

ことを特徴とする請求項1または2のいずれか1つに記載の支持構造。

【請求項4】

前記遷移領域は、接続部材(9)として設計され、

20

前記接続部材(9)は、前記少なくとも1つの棒部材(36)と分離可能に設計される、ことを特徴とする請求項1~3のいずれか1つに記載の支持構造。

【請求項5】

前記接続部材(9)は、1つの部分として設計される、ことを特徴とする請求項4記載の支持構造。

【請求項6】

前記接続部材(9)は、いくつかの部分において設計される、ことを特徴とする請求項4記載の支持構造。

【請求項7】

前記少なくとも1つの接合部材(38)は、前記少なくとも1つの棒部材(36)の前記遷移領域を係合するように設計される、ことを特徴とする請求項1乃至6のいずれか1つに記載の支持構造。

30

【請求項8】

前記接合部材(38)は、機体部材(3)である、ことを特徴とする請求項1乃至7のいずれか1つに記載の支持構造。

【請求項9】

請求項1乃至8のいずれか1つに記載の支持構造からなる翼。

【請求項10】

航空機の請求項1乃至8のいずれか1つに記載の支持構造の使用方法。

【請求項11】

40

請求項1乃至8のいずれか1つに記載の支持構造からなる航空機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

[関連出願の参照] 本出願は、2005年8月17日に出願の米国仮特許出願第60/709,146号明細書および2005年8月17日に出願の独国特許出願第10 2005 038 849.3号明細書の出願日の利益を主張するものであり、その開示を参考することによって本明細書に援用される。

【0002】

本発明は、一般に静力学の技術分野に関し、特に、本発明は、支持構造、連結部材、支

50

持構造用の接合部材、翼、棒部材と接合部材との間の力の伝達の方法、連結部材を製造する方法、航空機における支持構造の使用方法、および支持構造を含む航空機に関する。

【背景技術】

【0003】

航空機の構造において、U字形状断面または二重T字形状断面を備える、大きな負荷のかかる骨組みを構築する。さらにまた、長方形の断面を有する棒を、例えばA380の垂直尾翼の中央ボックスの下方リブにおいて頻繁に使用する。

【0004】

そのような形状断面は、大きな負荷をかけることのできる骨組みを組み立てるために適しているが、これらの棒は比較的強固にする必要がある。

10

【0005】

その結果、大きな負荷をかけることができる骨組みの重量が増加する。比較的に軽負荷の場合、いわゆるSARMAロッドを使用する。例えば、SARMAロッドは、床受け材として使用する。

【0006】

しかしながら、SARMAロッドは、寸法設計が不十分なので、大きな負荷がかかる骨組みには適さない。

【0007】

管連結システムは、独国特許第19921690 B4号明細書、独国特許第202004015883 U1号明細書、独国特許第19920427 A1号明細書、独国特許第3721092 C2号明細書、および独国特許第202004015047 U1号明細書といった文献によって公知である。

20

【0008】

概して、圧力荷重のもとでの座屈は、骨組みにおけるプレース／棒にとっての限界荷重の場合である。なぜなら、モーメントのかからない骨組み設計に起因して、主に張力または圧力がかかるからである。

【0009】

骨組み全体に力の分配および力の伝達を調和するにもかかわらず、特に、ほぼ全体的な力が構造に作用する場合に、ほぼ個々の圧力による力が個々のプレースに作用することが考えられる。

30

【0010】

特に、いわゆる骨組み結合点、すなわち骨組み棒の先端において、複雑で強力な結合を働かせる必要がある。

【0011】

航空機の場合、航空機翼の中央ボックスは、概して、多大な負荷を受けている。特に、中央ボックスは、横負荷および関連する曲げ負荷を、航空機胴体に確実に伝達する必要がある。

【0012】

概して、中央ボックスは、2つの対向する側面を備えるので、中央ボックスが受ける曲げ負荷は、一方の側面においては圧力負荷になり、中央ボックスが取り付けられる底部パネルに対して垂直な他方の領域においては張力になる。中央ボックスは、ボックス支持体として設計される。

40

【0013】

すなわち、中央ボックスの構造は、骨組みを備え、骨組みは、桁、リブ、および縦桁によって補強される。これらの部品を用いて、中央ボックスの局部的な堅くする材料を達成する。

【0014】

しかしながら、中央ボックス作用相当な力にるためには、桁、リブ、または縦桁が、非常に強固な構造である必要がある。

【0015】

50

多大な力に適応するために、通常、多数の大きな部品が必要である。一方では、大きな部品は相当な経費で修復する必要があるので、製造誤差がある場合に短所になる。

【0016】

もう一方で、導かれた負荷（例えば航空機が飛行している間に圧力または張力の結果として生じる負荷など）を、特にリブを使用することによって、最短経路で胴体連結に伝達できない。

【0017】

従って、桁、リブおよび縦桁を備える中央ボックスの支持構造体の公知の構造は、それに対応した重い重量である場合のみに非常な強さを達成する。

【発明の開示】

10

【発明が解決しようとする課題】

【0018】

本発明の目的は、航空機用の改良された支持構造体を提供することである。

【課題を解決するための手段】

【0019】

従って、航空機用の支持構造体、支持構造体用の連結部材、支持構造体用の接合部材、支持構造体を備える翼、棒部材と接合部材との間の力伝達の方法、航空機における支持構造体の使用方法、および独立請求項に従った特徴を有する支持構造体を備える航空機が提供される。

【0020】

20

本発明において、「力」という用語は、圧力による力および張力を指す。

【0021】

本発明の一例示的実施形態によると、航空機用に提供される支持構造体は、少なくとも1つの棒部材および少なくとも1つの接合部材を備える。この配置において、少なくとも1つの棒部材は、少なくとも部分的に重なるように少なくとも1つの接合部材と係合する遷移領域を含む。この配置において、遷移領域が少なくとも1つの接合部材1と係合するときに、棒部材と少なくとも1つの接合部材との間で力を中心に向かって伝達するように、少なくとも1つの遷移領域を設計する。

【0022】

部分的に重なる連結は、接合部材（クノッテレメント）の中へ対称的にまたは中心に向かって力を導くことを達成するのに有効な場合がある。2剪断（ツヴァイシュニティグ）連結は、例えば、両側において接合部材に対して平面態様に留まる2つの面を備える。このようにして、接合部材の中へ対称的に力を導いてもよい。

30

【0023】

本発明の別の例示的実施形態によると、基本的本体を有する支持構造体用の連結部材が提供される。基本的本体は、棒部材に連結する第1端部を備える。さらにまた、連結部材の基本的本体は、少なくとも部分的に重なるように接合部材と係合するような第2端部を備える。この配置において、連結部材の基本的本体が接合部材と係合するときに、棒部材と接合部材との間で力が中心に向かって伝達されるように、連結部材の基本的本体が設計される。なお、この文脈において、「係合する」という用語は、セクションが連結部材または締結部材によって相互連結することを意味する。

40

【0024】

本発明のさらに別の例示的実施形態によると、支持構造体用の接合部材が提供される。接合部材は、少なくとも1つの取付け表面または取付け領域を備える。この配置において、取付け領域は、棒部材の遷移領域によって重複して少なくとも部分的に受け入れられるように設計する。換言すれば、棒部材の遷移領域は、接合部材と部分的に重なるかまたはその側面に位置する。

【0025】

さらに、本発明の別の例示的実施形態によって、支持構造体、連結部材、接合部材の少なくとも1つを備える翼を記載する。

50

**【 0 0 2 6 】**

本発明において、「翼」という用語は、任意の種類の翼を指す。特に、この用語は、航空機翼を指し、「航空機翼」という用語は、その最も広い意味において解釈するべきである。

**【 0 0 2 7 】**

特に、「航空機翼」という用語は、翼、水平尾翼、および垂直尾翼を指す。航空機翼の例として、垂直尾翼の設計を下記に記載する。垂直尾翼は、前縁領域、耐荷中央ボックス、端部ボックス、ならびに操縦翼面または方向舵を備える。

**【 0 0 2 8 】**

さらに、本発明の別の例示的実施形態によると、連結部材による棒部材と接合部材との間の力の伝達の方法が提供される。この趣旨で、最初に、棒部材を、連結部材の基本的本体の第1端部に連結する。さらに、少なくとも部分的に重なるように、連結部材の基本的本体の第2端部に、接合部材を連結する。その後、棒部材と接合部材との間で、中心に向かって力を伝達または交換する。

**【 0 0 2 9 】**

この配置において、棒部材から接合部材へ、および接合部材から棒部材へと、力を伝達できる。

**【 0 0 3 0 】**

本発明の更なる例示的実施形態によると、航空機の支持構造体の使用方法が提供される。

10

**【 0 0 3 1 】**

本発明のさらに別の例示的実施形態によると、支持構造体を有する航空機が提供される。

20

**【 0 0 3 2 】**

本発明の例示的実施形態によると、棒部材と接合部材との間で、中心力の伝達がある。換言すれば、このことは、事実上の力線に沿って力が伝達されることを意味し、事実上の力線は、力の分配に関するすべての部品の、中心面または中心線、対称線および/または対称面、あるいは質量中心線または質量中心面を通して延びる。すなわち、例えば、力が、管、成形品、および結合点に沿って伝達される場合、伝達される力の事実上の線は、結合点の中心面、成形品の中心線、および管の中心線を通して延びる。

30

**【 0 0 3 3 】**

このようにして、モーメントのない力の分配が有効に生じる場合がある。中心面または中心線から特定の距離の箇所で力が作用する場合に、モーメントが生じる。この場合、距離は、モーメントを加えることが可能で、(レバー)として働く。

**【 0 0 3 4 】**

従って、力の効果または経路が中心面上に正確に延びる場合、あるいは伝達される力の事実上の線が部品の中心面を通して延びる場合、その結果として、モーメントが生じ得ないので、曲げの結果としての更なる負荷が発生しない。

**【 0 0 3 5 】**

従って、前もって力の勾配を有効に確定することが基本的に可能である。このような力の勾配の知識によって、構造(例えば翼または翼の部材)を、より適切な寸法に決めることができる。さらにまた、クランプ力を防止することができる。

40

**【 0 0 3 6 】**

偏心連結において生じる曲げモーメントとは別に、中心力の伝達によって、偏心連結の場合に生じるモーメントを防止することができる。部品が偏心的に取り付けられる場合、すなわち別の部品の中心面からある距離の箇所に取り付けられる場合、モーメントが生じることがある。

**【 0 0 3 7 】**

しかしながら、曲げの結果としての更なる負荷は、完全に対称的な設計によって防止することができる。モーメントがないということは、例えば、モーメントが伝達されないこ

50

とをも意味する。従って、例えば、更なる応力の増強を防止することができる。

【0038】

例えば、棒部材上に遷移領域を提供することによって、棒部材の中心線を、接合部材の中心線と一致させて保つことができる。

【0039】

棒部材の中心線（遷移領域の中心線を含む）が接合部材の中心線または中心面と一致するようにして、棒部材の遷移領域が接合部材に係合させる。

【0040】

例えば、接合部材が、長方形または立方形である場合、その中心線、質量中心線または中心面は、立方形の接合部材の2つの画定表面の中央に延びる。例えば、棒の中心線は、接合部材または接合プレートの質量中心と一致する場合もある。

10

【0041】

棒部材の中心線の仮想上の延長を、接合部材の中心線または中心面と一致させるようにして、棒部材上の遷移領域によって、棒部材または棒部材の中心線を、接合部材の中心線より上に配置することができる。モーメントを生じる中心面または中心線からの距離はない。従って、棒部材に沿って作用する力を接合部材の方向に導くことによって、モーメントのない、すなわちモーメントの生じない接合部材へと力を完全に導くことができる。

【0042】

従って、接合部材の中、または接合部材の上の曲げモーメントを防止することができる。従って、上記力は、接合部材の中心線または中心面と対称的に伝達できる。

20

【0043】

力が、中心線上に直接に作用し、中心線からある距離の箇所において作用する力の結果として生じるモーメントが、互いに対称的に相殺するので、この力伝播によって、モーメントの発生を防止することができる。

【0044】

本発明の更なる例示的実施形態によると、棒部材、支持部材またはプレースの遷移領域は、第1断面形状を有する第1端部と、第2断面形状を有する第2端部とを備える。この配置において、第1および第2断面形状は異なってもよい。

【0045】

従って、遷移領域は、第1断面形状と第2断面形状との間の遷移を形成するのに役立つことができる。この種の遷移が有効になるのは、例えば、棒部材は、静力学的な理由から有利な断面形状にあることから可能であり、その一方で、棒部材は、別の断面形状を備えてもよい別の部材に連結されるからである。

30

【0046】

遷移領域は、棒部材と直接に隣接するか、または棒部材の中に入ることができる。さらにもう、遷移領域は、棒部材の端部領域を改造することによって製造することができる。従って、遷移領域は、棒部材の不可欠な部分を形成することができる。

【0047】

さらにまた、棒部材の一端上の、最上部、連結、延長、アダプタ、または何らかの他の適合装置によって、遷移領域を棒部材の一端に取り付けることが可能である。この配置において、遷移領域は、静力学的な必要条件を満たす。遷移領域は、棒部材と棒部材に取り付けた更なる部材との間の、最適で中心力を伝達するために設計するべきである。

40

【0048】

遷移領域は、棒部材と棒部材に取り付けた更なる部品との間でモーメントのない伝達を可能にするためのものである。遷移領域ならびに棒部材自体は、対称的な設計が有効である。

【0049】

本発明の更なる例示的実施形態によると、遷移領域は、基本的に円形の断面形状を備える。棒部材は、例えば、ロッドである。ロッドは、固体材料で設計することができる。遷移領域が円形端部を有する場合、棒部材から遷移領域へと力を最適に導くことができる。

50

## 【0050】

遷移領域は、棒部材の一端から形成してもよい。このようにして、遷移領域における更なる部品または部材の必要性を回避することができる。これに対応する遷移領域をすでに備えている棒部材を製造することができる。有利には、このようにして、動的不均一性または接触点を有效地に防止または低減することができる。

## 【0051】

本発明の更なる例示的実施形態によると、少なくとも1つの棒部材は、基本的に管状断面形状を備える。支持構造体が、骨組み接合部への連結のために、可能な限り大きい直径を有する薄肉管を使用することが、特に有利である。大きい管直径は、細さ比率を低下させ、その結果として許容応力が増加し、その構造の結果として、より優れた材料を利用することができる。

10

## 【0052】

軽量の薄肉管は、大きい負荷Fを受け入れることを可能にする。

## 【0053】

以下、薄肉管の効果を説明する。最初に、伝達される力F（棒部材はその力のために設計される）と、棒長lとは、所与のものとして考慮する。

## 【0054】

管状断面の重量Gは、以下の通りである。

$$G = V \times$$

## 【0055】

20

ここで、Vは管状断面の大きさを表し、は管状断面を製造する材料の比質量を表す。Aは、力Fが作用する横断面を表し、は、力学的な（座屈）歪みを表す。

$$V = A \times l \text{ および } F \text{ に必要な領域}$$

## 【0056】

## 【数1】

$$A = \frac{F}{\sigma}$$

ならびに座屈負荷に関するオイラーの公式

## 【0057】

30

## 【数2】

$$\sigma = \frac{\pi^2 E}{\lambda^2}$$

の応用によって、以下が適用される。

## 【0058】

## 【数3】

$$G = \frac{1}{\pi^2} \cdot F_K \cdot l \cdot \frac{\rho}{E} \cdot \lambda^2$$

40

従って、大きい弾性率Eと低い比質量とを有する材料が選択される場合、重量が減少する。さらにまた、縦横比または厚さ定数の幾何学的なパラメータを低減するために、重量を減少させることができる。

## 【0059】

以下の縦横比の公式

## 【0060】

【数4】

$$\lambda = \frac{1}{\sqrt{I_y/A}}$$

は、縦横比  $\lambda$  が減少するにつれて、二次断面二次モーメント  $I_y$  ( フラッシュエントラゲイシュモメント ) が増加することを示す。

【0061】

近似値によって平均管直径  $d_m$  および壁厚  $s$  を有する薄肉管

【0062】

【数5】

$$\frac{s}{d_m} \ll 1$$

について ( すなわち例えば 0.05 ~ 0.1 の領域において ) 、以下が適用される。

【0063】

【数6】

$$I_y = \frac{\pi}{8} \cdot d_m^3 \cdot s \quad , \quad A = \pi \cdot d_m \cdot s$$

10

20

を用いて、

【0064】

【数7】

$$I_y = \frac{1}{8} \cdot d_m^2 \cdot A$$

である。このことは、所定の面積  $A$  について、大きい  $I_y$  を達成するためには、 $d_m$  を拡大すべきであることを示す。

<薄肉管に関する条件>

【0065】

30

【数8】

$$\frac{s}{d_m} \ll 1$$

を破らないためには、結果的に、薄い壁厚  $s$  を選択すべきである。

【0066】

しかしながら、あまりに薄い壁厚  $s$  を選択した場合には、局部座屈が生じることがあることを考慮すべきである。従って、部品の故障を防ぐために、一定の最小限の壁厚を維持すべきである。

【0067】

40

さらに、 については、可塑性または延性のある領域において、座屈負荷に関するオイラーリの公式に対応する値よりも低い値を使用すべきである。

【0068】

例えば、管、従ってそれらの遷移領域もまた、20 ~ 30 トンまたは 15 ~ 50 トン規模の負荷の圧力負荷および引張負荷に対して設計する。

【0069】

垂直尾翼のための支持構造体の棒部材として管を使用する場合には、例えば、この規模の負荷が生じることがある。航空機が飛行している間、負荷が垂直尾翼の外面に作用することがあり、その負荷は、支持構造体によって取り除かれる。面負荷については、個々の管の負荷、または管における面負荷からの圧力負荷または引張負荷として働く力が、上述

50

の規模に達することがある。

【0070】

同様に、駐機した航空機、特に駐機した航空機の垂直尾翼、または航空機翼に作用する突風の結果として生じる力は、これに対応する力を生み出す。許容力に関する詳細は、支持構造体の対応する棒、棒部材、または管の、寸法設計の上限として使用することができる。より大きな力に対して設計することも可能である。

【0071】

航空機に支持構造体を使用することは、組み立て中の減量に有効に貢献することができる。支持構造体を有する航空機は、軽い重量でありながら、大きな安定性を提供することができる。

10

【0072】

管または棒部材の製造に使用できる材料は、例えば、炭素繊維強化プラスチックまたは金属（例えばチタン）である。

【0073】

本発明の更なる例示的実施形態によると、遷移領域の第2端部は、基本的にシート状である。シート状の設計は、例えば、管を対称的に平坦化してもよい。管を対称的に平坦化する際に、遷移領域の平坦な端部を拡張または拡大することができる。従って、管状の棒部材の遷移領域は、管状から線形状への連続的な遷移を含んでもよい。そのような形状は、（歯みがきのチューブのような）管の形状とほぼ類似している。

【0074】

管の端部領域のシート状の形状は、立法形またはシート状の連結部品に管を取り付け可能にする。遷移領域のシート状の部分は、正のロッキング（係止）になるように、連結部品のシート状の領域に取り付けてもよい。この設計によって、均一な力の伝達が達成可能になる。

20

【0075】

さらに、シート状の形状は、取付け方法に関して有利な場合もある。例えば、リベットまたはネジは、シート状の領域に、より良好に取り付けることができる。同様に、シート状の領域の場合には、接着性連結が可能である。この配置において、取付けは、基本的に応力をかけることがない。

【0076】

本発明の更なる例示的実施形態によると、遷移領域の第2端部は、くちばし形状またはクランプ形状を備える。なお、この文脈において、「くちばし形状」という用語は、基本的に平行になるように離れて互いに対向する2つの領域を指す。

30

【0077】

空間は、例えば、材料において機械加工される凹部である場合がある。くちばし形状の遷移領域は、対称性を伴う。例えば、プラグタイプの連結（シュテックウェルビンドゥング）は、くちばし形状の遷移領域によって確立することができる。

【0078】

この配置において、2つの平坦な領域間の間隔またはギャップに更なる部材をプラグインしてもよい。この第2部材がシート状の物体（例えば立法形の物体）でもある場合には、正確な嵌合を有する連結を2つの部材の間に確立してもよい。対称的設計と同様に、正確な嵌合を有する連結は、非対称または不均一性の結果として生じる曲げモーメントを防止することができる。

40

【0079】

正確な嵌合を有する連結によって、クランプ力（締付力）を防止することができる。正確な嵌合を有する連結は、設置している間に材料を曲げることによって補正される望ましくない間隔を防止できる。正確な嵌合に隣接する部材は、ギャップなしに結合できる。

【0080】

このようにして、大きな負荷のかかる部品の場合には、締付け（クランプ力）の間に生じる更なる応力を防止することが可能な場合がある。

50

**【 0 0 8 1 】**

従って、優れた材料を使用する結果としての減量という局面を考慮してもよい。応力集中の防止は、纖維強化材料を使用することで可能になる場合がある。

**【 0 0 8 2 】**

遷移領域のシート状の端部、遷移領域の拡張された領域の少なくとも一方は、結果として連結部材用に改良された取付けオプションにしてもよい。

**【 0 0 8 3 】**

例えば、より大きい領域に、リベットまたはネジなどのより多くの取付け部材を取り付けてもよく、あるいは破壊に対して抵抗力を有するリベットまたはネジを取り付けてもよい。

10

**【 0 0 8 4 】**

本発明の更なる例示的実施形態によると、棒部材の遷移領域は、連結部材、特に管状の連結として設計する。

**【 0 0 8 5 】**

この配置において、連結部材は、棒部材から分離可能に設計する。すなわち、棒部材は、例えば、連結部材と独立して、または遷移領域と独立して製造してもよい。さらに、棒部材および連結部材は、異なる材料で製造してもよい。従って、連結部材は、棒部材の着脱可能な遷移領域であってもよい。

**【 0 0 8 6 】**

従って、標準部品（ノルムティレ）として棒部材および連結部材を製造することができる場合があり、必要な連結に応じて、張力または圧力による力を中心に向かって導くための対応する遷移領域を可能にする、対応する連結部材を使用することが可能な場合がある。

20

**【 0 0 8 7 】**

遷移領域の分離可能な設計は、棒部材が遷移領域を有する必要性がない場合があることを意味する。連結部材は、棒部材に取り付け可能であり、従って交換可能でもある。標準部品は、例えば、一定の直径または長さに製造することができる。モジュール式の方法において、遷移領域を有するかまたは遷移領域を有しない任意の棒部材は、対応する連結部材と組み合わせたり、対応する連結部材で補ったり、または対応する連結部材に適合させる場合もある。

30

**【 0 0 8 8 】**

標準部品を使用することは、保管の必要がある部品の数を減少させるので、在庫管理の際の利点を有する。さらにまた、例えば、遷移領域および棒部材を異なる材料で製造することが可能である。

**【 0 0 8 9 】**

このようにして、遷移領域の耐荷力に関する異なる必要条件、または1つの断面形状から別の断面形状へと力を伝達する領域を、提供することができる。さらにまた、具体的な故障の場合には、影響を受けた個々の部品だけを交換すればよい。

**【 0 0 9 0 】**

同一の部材の数が少ないので、標準部品を用いて可能になる連続生産の場合には、単純生産および多数の部品が可能なことがある。例えば、連結部材は、管の各端部に取り付けてもよい。

40

**【 0 0 9 1 】**

従って、軸方向に対称的でない連結部材の場合には、管の一端または管の他端において、縦軸を中心に回転する連結部材の取付を提供することができる。例えば90度の回転は、様々な位置における取付に有利なことがある。回転は、管の縦軸を中心に発生する。

**【 0 0 9 2 】**

本発明の更なる例示的実施形態によると、連結部材は、1つの部品として設計され、すなわち一体的に作り上げられる。例えば、1部品からなる設計は、製造における利点を提

50

供することができる。さらにまた、例えば管状の棒部材の場合、連結部材は、回転方法を使用して部分的に製造してもよい。

#### 【0093】

本発明の更なる例示的実施形態によると、連結部材は、いくつかの部品（例えば2つの部品）で設計される。連結部材の2部品からなる設計は、連結部材の棒部材への取り付けにおける利点を伴うことがある。

#### 【0094】

例えば、2部品からなる連結部材は、設計において骨組み形状にすることができる。すなわち、2つある片方ずつの骨組みを、管の端部に嵌合することができる。従って、それぞれ片方ずつの骨組みは、単独で、かつ他方の骨組みから独立して、管の外壁または内壁に嵌合する場合もある。

#### 【0095】

このようにして、正確な嵌合（すなわち可能な限り小さい隙間空間を有する嵌合）を達成することが可能である。骨組みの内部が管の外壁に当接載置されない場合には、隙間または自由空間が生じることがある。

#### 【0096】

管の内壁または外壁に片方ずつの骨組みを正確に嵌合することは、そのような連結の安定性に関する利点を伴うことがある。このようにして、曲げモーメントまたは剪断力を防止することができる。

#### 【0097】

分離可能に設計された連結部材は、例えば、確実な緩み止めになるため、または正確な嵌合を保持するために、管の外側または外壁または内壁に取り付ける。

#### 【0098】

連結部材または連結は、繊維強化複合材料（例えば炭素繊維強化プラスチック）から、または金属（金属薄板、さらには機械加工されたもの）から製造される2つの同一の成形品を備えることができる。製作公差を考慮すると、連結は、管または棒部材の外側および内側で行うことができる。成形部品は、断面の輪郭と同様の、連続生産を可能にする輪郭を有する。

#### 【0099】

本発明の更なる例示的実施形態によると、接合部材（少なくとも1つはある）は、遷移領域、または少なくとも1つの棒部材の連結部材の一端に係合するように設計する。

#### 【0100】

このことは、取付け部材または接合部材（特に、その形状）が、棒部材の遷移領域の形状に整合することを意味する。形状を整合させることは、可能な限り正確な嵌合を有する連結の提供、または正確な嵌合連結の提供を可能にする。このようにして、曲げモーメントおよび不均一性を防止できる。

#### 【0101】

正確な嵌合形状によって、接合部材が遷移領域と直接接触しているので、組み込みの間に、例えば圧力から生じる応力を防止できる。すなわち、2つの部材（特に、棒部材または連結部材の接合部材および遷移領域）が、正確な嵌合ではない場合には、組み込みの間に、圧力が部品を対応する形状に押し込む可能性があり、その結果として応力が生じる可能性がある。

#### 【0102】

本発明の更なる例示的実施形態によると、少なくとも1つの接合部材は、取付け面を備える。さらにまた、接合部材は基準側面を備え、接続可能な棒部材のための空間方向を特定できる方法によって、基準側面および取付け面が連結される。

#### 【0103】

例えば、取付け面および基準側面は、クモの巣状または金属薄板の形状の場合がある。金属薄板部品は、相互に様々な角度で配置する場合がある。基準側面は、設置面（例えばリブ、縦桁またはフレーム部材など）に取り付ける場合もある。

10

20

30

40

50

## 【0104】

従って、基準側面は、設置面に平行に延びることができる。基準側面と取付け面との間の角度によって、取付け面は、設置面に関してある角度に配置する場合がある。

## 【0105】

例えば、くちばし形状の端部領域、対応する連結部材、または遷移領域を設置する間に、連結部材と棒部材の管との間の角度が、取付け面と基準側面との間の角度に対応するように、取付け面の形状を、遷移領域または連結部材の形状に整合させることができる。

## 【0106】

このようにして、規則的設計を有する支持構造体用の角度を有する、特別な連結点または接合点を製造可能である。これらの支持構造体は、骨組みの態様で設計する場合もある。

10

## 【0107】

従って、取付け面と基準側面との間の角度、または棒部材と基準側面（または棒部材と設置面）との間の対応する角度によって、最適化された力経路を達成することが可能である。しかしながら、取付け面は、胴体部材、リブ、縦桁またはフレーム部材の不可欠な部分である場合もある。

## 【0108】

例えば、接合部材がL字状の支持体である場合には、取付け面と基準側面との間の角度は90°である。

## 【0109】

例えば、炭素繊維強化プラスチック構造の場合には、ごく少数（例えば2つ）の敷設型および壁体強度の変化を用いて、様々な壁厚のものを製造できる。壁体強度の変化は、層数を変化させることによって生じさせることができ、すべての考えられる負荷規模は、材料の厚さまたは層数を変化させることによって網羅することができる。

20

## 【0110】

炭素繊維強化プラスチックを備えることとは別に、接合部材は、航空機構造において共通のアルミニウムまたは鋼または任意の他の材料から製造してもよい。

## 【0111】

本発明の更なる例示的実施形態によると、接合部材は、機体部材である。なお、「機体部材」という用語は、例えば、桁、縦桁、フレーム部材またはリブを指す。機体部材は、航空機のフレームに強さを提供する。

30

## 【0112】

機体部材は、力（例えばアドオン装置によって導かれる力）を受け入れるのに役立つ。例えば、アドオン装置としては、垂直尾翼、翼、または垂直尾翼の支持構造体が挙げられる。

## 【0113】

接合部材として設計される機体部材の場合、別々の接合部材を使用する必要がない。

## 【0114】

本発明の多くの改良は、支持構造体に関して記載されている。これらの設計は、連結部材、接合部材、翼、ならびに棒部材と接合部材との間で力を伝達する方法にも適用する。

40

## 【発明を実施するための最良の形態】

## 【0115】

図面に示す特徴は、縮尺通りではない。異なる図面における同一または類似の特徴は、同一または類似の参照符号によって示す。

## 【0116】

図1は、連結部材の上面図を示す。連結部材9は、円形断面34から狭い四角形断面30までの遷移（渡り）を形成する。連結部材9は、その円形端部34、またはその管受け34に、管を受け入れる開口部を備える。

## 【0117】

挿入された管または棒部材は、固定されていない状態において、受け入れ領域または取

50

付け領域 14 に沿って摺動することができる。変形例として、取付け領域 14 は、管に挿入する場合もある。

#### 【 0 1 1 8 】

取付け領域 14 に挿入された管は、固定されていない状態において、中心線 17 に沿って摺動、または中心線 17 を中心に回転することができる。取付け領域 14 において管を摺動させることによって、公差補償が可能になる。すなわち、全長（中心線 17 に沿った連結部材 9 の長さおよび挿入された管の長さから形成される）を、必要に応じて変化させることができる。

#### 【 0 1 1 9 】

管状の端部 14 において、固定するためにブラインドリベットを使用する場合もある。リベットによって、非常に多大な負荷を連結部品 9 で受け入れできる。好ましくは、リベットは、指定されたリベット結合領域 16 に固定される。連結部品の円形端部 34 と長方形端部 30 との間の遷移は、連続的である。連結部品 9 の長方形端部 30 に、平坦領域 13 が形成される。

#### 【 0 1 2 0 】

この平坦またはシート状の領域 13 は、連結部材（例えばリベットまたはネジなど）を受け入れたり固定したりするのに役立つ。あるいは、この領域（特に、ギャップ 35 の中の面の対応する領域）は、接合部材に連結部品を結合するために、粘着面として使用してもよい。この趣旨で、接合部材は、ギャップ 35 に挿入される。

#### 【 0 1 2 1 】

この配置において、シート状の領域 13 は、くちばし形状である。ギャップ 35 は、接合部材を受け入れるために、いくぶん延長または拡張することができる。このようにして、接合部材のギャップへの挿入が容易になる。ギャップ隙間を増加させると、結果として復原力になる。接合部材は、所望の位置に配置されるときに、ギャップの開口部に対して作用するシート状の領域 13 によって固定される。

#### 【 0 1 2 2 】

広範囲なシート状の形状 13 は、リベット用の空間を提供する。リベット結合は、リベット結合によって平坦な端部 13 における材料上の負荷が過剰にならないことを考慮に入れて、指定された領域 15 において行われる。ギャップ 35 は、四角形断面 30 の長いほうの端と共に、連結部品 9 に対称平面を提供する。この平面によって、連結部品 9 を分離することができる。

#### 【 0 1 2 3 】

分離すると、2つの同一の骨組み形状の成形品になる。これらの成形品は、繊維強化複合材料、ならびに金属（例えば金属薄板の部品）から製造する。壁厚 18 を変化させることによって、連結部品または管状の連結 9 が、異なる負荷規模または負荷を伝達することが可能である。

#### 【 0 1 2 4 】

この趣旨で、例えば、炭素繊維強化プラスチック（繊維強化複合材料）を使用する製造における層数が変わる。例えば、2つの敷設型および層数を変えることによる壁厚の変化を用いて、多数の異なる負荷量を伝達することができる。

#### 【 0 1 2 5 】

連結部材 9 または成形品の対称的設計、すなわち上部および下部の骨組み 9 は、中心線 17 に沿った円形断面 34 と四角形断面 30 との間でモーメントのない力の伝達を可能にする。この配置において、中心線 17 は、円形断面領域 34 および四角形断面 30 の中心または質量中心を連結する。

#### 【 0 1 2 6 】

四角形断面 30 に対応する形状を有する接合部材（例えば金属薄板の部品など）を、ギャップ 35 に挿入することができる。連結部品 9、または成形品の最上部または底部 9 は、挿入された状態で、平坦領域 13 に取り付けられたりベットによって接合部材に取り付けることができる。従って、中心線 17 に沿って接合部材の中心に向かって力を導くこと

10

20

30

40

50

が可能になる。

【0127】

成形品9は、中心線17を中心に回転することができる。成形品9または骨組み部品9は、対応する管の各端部に固定することができる。中心線17を中心に成形品を回転させることによって、互いに対向する、すなわち管の他端にそれぞれ配置される2つの成形品9のシート状の側面13によって区切られる平面は、互いに対しても回転することができる。このようにして、接合部材の角度のずれを補正することができる。

【0128】

図2は、接合部材37上の2つの棒部材36の配置を示す。棒部材36は、管状部材8と連結部材9とを備える。連結部材9は、2つの成形品20からなり、管状部材8の一端に取り付けられる。2つの成形品20は、円形断面から四角形断面までの遷移領域を可能にする連結部材9に対応する。

10

【0129】

遷移のために、ギャップ35は連結部材全体にわたって延び、その結果として2つの骨組み20が生じる。2つの骨組み20は、連結部材9と同一の成形品である。空間37によって、正確な嵌合連結または正確な嵌合を有する連結において、成形品20の内側が管状部材8の外側に一致するという状況を達成することが可能である。成形品20は、リベット(特にブラインドリベット)によって、管状部材8の端部領域にリベット留めされる。

【0130】

20

図は、管状部材8の断面領域、つまり管8の円形の(特に管状の)断面領域へと、力Fが導かれる示す。管状部材8の軸方向に対称的な設計のために、力Fは、仮想上の中心線17上の縦軸、または管状部材8の対称軸に沿って作用する。

【0131】

実質的に、力の伝播は、管状部材8の壁において生じる。可能な限り最大の直径を有する寸法設計によって、この管状部材8の低い縦横比を達成することができる。すなわち、パラメータは、低い値を有する。連結部材9の領域において、中心線17は、連結部材9の対称平面に延びる。

【0132】

連結部品9の2つの成形品20(形状が同一である)は、ギャップ37および35に沿う対称平面を備える。中心線17も、連結部品9の対称平面を通って延びる。

30

【0133】

管状部材および連結部品9の対称的設計によって、連結部品9の対称平面の両側に對等な力が作用するので、モーメントが生じない。

【0134】

力の経路も、中心線17に対して対称的に延びる。中心線17は、接合部材38の取付け部材19の中で延び、取付け部材19は、連結部品9の2つの成形品20によって囲まれる。従って、力は、対称的かつモーメントなしに、接合部材38の取付け部材19の中に導かれる。2つの棒部材36は、シート状、平坦、または長方形の取付け部材19によって区切られる領域の中で、互いに角度39で配置される。この角度によって、一定の方向の力を受け入れるための、棒構造または骨組み構造を生み出すことができる。

40

【0135】

リベット(図2に図示せず)によって、連結部材9の成形品20のシート状の端部領域は、取付け金属薄板19に連結される。次に、取付け金属薄板19は、下部プレート21に対して角度22で配置される。

【0136】

次に、角度22によって、底部領域21に対する棒部材36の角度を設定することができる。例えば、接合部材38は、機体の骨組み部品である場合がある。

【0137】

このようにして、例えば、航空機アドオン部品から伝達される力を、対象とする方法で

50

機体構造の中または外に伝達することができる。

【0138】

完全に対称的な設計は、偏心連結を防止し、その結果として、曲げによる更なる負荷が生じない。伝達された力  $F$  の事実上の線は、接合点 38 または取付け部材 19 の中心面、成形品 20 の中心線、および管状部材 8 の中心線 17 を通って延びる。

【0139】

管状部材 8 または取付け部材 19 を、成形品 20 において距離  $L$  だけ摺動させることによって、公差補償および縦方向の補償を達成することができる。

【0140】

下部プレート 21 によって、接合部材 38 を、例えばフレーム部材に固定できる。しかしながら、接合部材 38 は、一体となって製造される骨組み部品の不可欠な部分である場合がある。

10

【0141】

管状部材 8 は、円形断面を有する。この配置において、内側領域 28 は基本的に中空であり、安定性は、特に管 8 の壁厚 29 および管の直径によって決定する。

【0142】

図 3 は、接合部材 38 上の 2 つの棒部材 36 のさらなる概略配置を示す。図は、連結部材または成形品 20 の壁厚 42 を示す。複合材料を用いて製造する場合の具体的な厚さ 42 または層 42 の数は、成形品 20 の耐荷力に対する影響を有する。

【0143】

壁厚が厚いほど、連結部材 9 の有する耐荷力がより大きくなる。可能なりベット取付け位置は、リベット結合中心線 15、16 によって示す。

20

【0144】

図 4 は、本発明の例示的実施形態による接合部材 38 の概略図を示す。図 4 に示す接合部材は、底面部材 21 と 2 つの取付け部材 19 とを備え、それらは中間部品によって下部プレートに取り付ける。

【0145】

連結する棒部材の空間方向は、取付け部材 19 の互いの位置、および底面部材 21 に対する位置によって、決定することができる。位置および空間方向は、表面 19、21 の互いの角度によって決定する。

30

【0146】

図 5 は、本発明の例示的実施形態による接合部材上の 2 つの棒部材のさらなる概略配置を示す。底部材 21 は、平面態様でフレーム部品（部材）3 に隣接する。

【0147】

この配置において、底面 21 は、取付け面として役立つことができる。底面 21 は、例えば、骨組み部品 3 への連結を確立するために、リベットまたはネジを受け入れができる。しかしながら、底面 21 は、例えば、骨組み部品 3 に結合されることもある。

【0148】

2 つの棒部材 36 は、取付け部材 19 に取り付けられる。底面 21 と棒部材 36 との間に棒部材を配置する角度は、取付け部材 19 と下部プレート 21 との間の角度、または取付け部材 19 間の互いの角度によって決定する。

40

【0149】

図 6 は、接合部材 27 上に配置される 4 つの棒部材 23、24、25 および 26 を示す。さらにまた、接合部材 27 は、下部プレートを備える。

【0150】

図 3 に示す配置によって、接合部材 27 の下部プレートに作用する力を、4 つの支持体または棒部材 23、24、25 および 26 に分配できる。さらにまた、支持体から接合部材 27 の中に力を導くことができる。

【0151】

さらにまた、棒部材 23、24、25、26 は、管状部材 8 と連結部材 9 とを備える。

50

連結部材 9 は、管状部材 8 の一端に取り付けられる。他の端部（すなわち対向端部）は、図 6 においては開放状態で示す。

【 0 1 5 2 】

しかしながら、例えば更に管状の連結部品、連結部材、棒部材 23、24、25、26、または接合部材を、棒部材 23、24、25、および 26 の管状部材 8 のそれぞれの開放端部に連結することができる。

【 0 1 5 3 】

従って、棒部材 23、24、25、26、管状部材 8、連結部材 9、および接合部材の、個々の部品から、空間的な骨組みを配置することができる。個々の棒部材の互いの角度は、例えば、棒部材によって受け入れられる負荷に依存する。

10

【 0 1 5 4 】

図 7 は、フレーム部材 3 の上に配置される図 6 の配置を示す。図 4 は、接合部材 27 を受け入れる基礎盤として役立つ L 字状支持部材 3 を示す。フレーム部材 3 は、側面 5 を補強する。

【 0 1 5 5 】

図 8 は、フレーム部材 3 上に 4 つの棒部材 23、24、25、26 を備える接合部材 27 の拡大概略配置を示す。図は、接合部材 27 の底面が、L 字状のフレーム部材 3 の底面に平らに当接載置されることを示す。

【 0 1 5 6 】

図 9 は、本発明の例示的実施形態による支持構造体 7 を備える航空機翼の断面図を示す。図は、特に航空機翼の中央ボックスの（観察者的方向から見た場合の）後方の側面 5 を示す。

20

【 0 1 5 7 】

側面 5 の形状および方向付けから、それが航空機の垂直尾翼用の中央ボックスの側面 5 であることを示す。側面 5 は、（観察者的方向から見た場合の）後方の外部スキン 1 と前方の内部スキン 2 とを備える。

【 0 1 5 8 】

外部スキン 1 および内部スキン 2 は、互いに距離  $s$  の間隔を置く。外部スキン 1 と内部スキン 2 との間に、いくつかのスペーサ、骨組み部品または U 断面 3 が配置されること、それぞれのクモの巣（ウェブ）は、高さ  $s$  を有す。

30

【 0 1 5 9 】

従って、スペーサ 3 は、内部スキン 2 を外部スキン 1 から間隔を開け、これらのスキンは、ブラインドリベット（図示せず）によってスペーサにリベット留めされる。ブラインドリベットを用いた取付けは、特に有利な場合があるが、外部スキン 1 および外部スキン 2 は、何らかの他の方法で（例えば接着性連結によって）スペーサに取り付けることもできる。

【 0 1 6 0 】

図 9 に更に示すように、内部スキン 2 は、外部スキン 1 の全高を超えて延びることはない。これに代わって、内部スキン 2 は、高さ  $h$  のみを超えて延び、モーメントの矢印シンボル M によって示すように、空力負荷の結果としてのモーメントに対する露出は特に高い。

40

【 0 1 6 1 】

相当なモーメントに対する露出は、特に中央ボックスの胴体連結 4 の近くのルート領域に適用されるので、この領域のみに内部スキン 2 を配置するのに十分である。この領域は、航空機の種類および寸法に依存して、翼長全体の 10% ~ 50% を占めることがある。

【 0 1 6 2 】

図 9 は、なお一層の力の伝達または力の受け入れのために、接合点 10 または接合部材 10 が、それぞれのスペーサまたは骨組み断面 3 上に配置されることを示す。連結部品 9 および管状部材 8 と共に、接合点 10 または接合部材 10 は、骨組みの態様で設計される支持構造体 7 を形成する。

50

## 【0163】

構造 7 によって、モーメントは、棒に沿う張力と圧力による力とに分けられ、垂直尾翼の側面に伝達され、その側面（図 9 に図示せず）は側面 5 に対向する。同様に、力の一部は、圧力による力または張力の形で、連結領域 4（特に航空機胴体 6）に送り込まれる。

## 【0164】

垂直尾翼に作用するモーメントまたは力を分けることは、外部スキンまたはプレース部品 3 によって行われるのみならず、これらの力は支持構造体 7 全体によって有効に伝達される。従って、有利な態様において、翼または垂直尾翼 3 を剛化するために、寸法がより小さくなるように、側面 5 または骨組み部品を設計することが可能である。

## 【0165】

10

大きなモーメント負荷は、中央ボックスの胴体連結 4 の近くのルート領域において生じるので、特に良好な耐負荷特性を有するように製造される棒部材 8 または連結部材 9 は、下部領域（すなわち航空機胴体 6 に近い支持構造体 7 の領域）において使用することが有効である。

## 【0166】

内部スキン 2 および外部スキン 1 は、胴体端 4 の領域の嵌合または角度によって、胴体 6 に力およびモーメントを伝達することができる。

## 【0167】

20

図は、棒部材 8 の連結によって、接合点が、側面 5 および側面 5 に対向する側面の両方の上に形成されることを示す。対向する側面は、これらの場所に配置され、側面 5 と同様に、反対方向に作用する力を受け入れる。

## 【0168】

2 つの側面 5 にかかる異なる圧力負荷は、例えば、曲線飛行する航空機に起因する場合があり、ここではその胴体 6 の部分的な領域のみを図示する。曲線飛行する際には、方向舵または偏航方向舵 11 は、図面平面の中、および図面平面の外に移動することがある。

## 【0169】

方向舵 11 の変化は、制御面嵌合 12（ルデルベッシュラーゲ）によって制御する。方向舵 11 の位置を変化させることによって、圧力または吸引圧が、公知の方法で垂直尾翼から生み出される。

## 【0170】

30

支持構造体によって、そのような力を分配することができ、翼の中央ボックスを安定するように設計することができる。図 4 に示す配置による支持構造体 7 は、翼（特に航空機の垂直尾翼）の安定設計のみならず軽量設計をも可能にする。

## 【0171】

記載した支持構造体 7 によって、棒部材の低い縦横比および多数のリベットによって非常に相当な力を伝達することが可能になる。さらにまた、支持構造体を中央ボックスに嵌合するにあたって、対応する公差補償は、管状部材が連結部材に達する深さによって生じる。効果を抑制することによって、棒部材の事実上の座屈長さの削減を達成することができる。さらにまた、応力集中を防止することができる。

## 【0172】

40

エアバス A380において、使用可能なフレーム部材 3 の例は、S L W 中央ボックスリブ 1 ~ 7 を含む。しかしながら、これに加えて、複数の可能な応用がある。支持構造体 7 の可能な応用は、航空機翼の中央ボックスに制限されない。これに代わって、複数の可能な応用を記載できる。例えば、床の下部構造（フッシュボデヌンテルバウコンシュトルクティオネン）は、支持構造体によって、特に航空機の床用に形成することができる。

## 【0173】

図 10 は、支持構造体を備える翼の更なる斜視断面図を示す。選択された斜視図は、連結部材 9 をも備える管 8 の終点が、内部スキン 2、外部スキン 1 の少なくと一方に対して平面を形成することを示す。内部スキン 2 および外部スキン 1 によって適用できる場合には、対応する接合部材 10 を用いて、これらの接合点に側面 5 を固定することも可能であ

50

る。

【0174】

図11は、内部スキンのない図10の斜視断面図を示す。図は、図10では内部スキン2によって隠れている領域に沿って、U断面3も延びることを示す。

【0175】

図12～14は、翼（特に垂直尾翼）の更なる斜視図を示す。それぞれの図は、垂直尾翼、および操縦翼面または方向舵の設計を示す。図は、方向舵11が操縦翼面嵌合12（ルデルベシュラーゲ）によって垂直尾翼に保持される様子を示す。方向舵11の結果として、支持構造体7、内部スキン2、外部スキン1、ならびに嵌合4によって支えるべき付加された負荷が生じる。

10

【0176】

図15は、航空機の垂直尾翼の断面を示す部分的な正面図を示す。2つの側面5は、平坦な構造を有する垂直尾翼を提供し、その側面は図面平面に延びる。2つの側面5は、骨組み7の周囲に骨組みを形成する。

【0177】

航空機が図面平面から外に出ると、空気は側面5を通り越して流れることができる。図15は、外部スキン1を形成する2つの側面5を示す。接合点10において、側面5は、骨組み7に連結される。このようにして、接合点10は、垂直尾翼の形状を決定する。骨組み7は、側面5によって覆われるので、骨組み7を側面5のフレーミングとして使用することができる。骨組み7は、側面5を支持する。

20

【0178】

図15は、骨組み7の側面に配置される2つの個々の側面5を示す。しかしながら、外部スキン1もまた、連続的な部材として設計することができ、垂直尾翼の上方領域は、図中では開いた状態で示すが、閉じており、外部スキンによって覆われる。

【0179】

2つの面5の間に、骨組み7を備える基本的に中空の空間が形成される。従って、軽量の垂直尾翼を設計することができる。中空空間の方向において側面5に作用する力は、垂直尾翼の内部における骨組み7によって、直線の航空機の胴体6に伝達される。

【0180】

骨組み7によって側面5から航空機の胴体まで伝達された力を導くために、骨組み7および側面5は、航空機の胴体6に連結される。連結は、例えば、リベット連結（図15に図示せず）によって確立することができる。

30

【0181】

しかしながら、骨組みと胴体6との直接接触を確立することなく、骨組み7を側面5のみに連結することも可能である。この場合、骨組み7および側面5によって、力が胴体に導かれる。

【0182】

図16は、本発明の実施形態による管状断面の下面図を示す。図16に示す、管状断面31、プレスドシート金属部品31、炭素繊維強化ファブリックまたはガラス繊維強化インターレイドファブリック31は、それによって連結部材9（特に成形品20）を製造できる半製品31である。半製品31は、管を中央で切り開くことによって得られる断面である。図19に更に詳細に記載するように、等距離間隔で平坦化を実行する。図に示す管状部材は、すでに骨組み形状を有する。

40

【0183】

半製品31は、長辺と短辺とを備える。短辺は、半製品31の幅を決定する。半製品31は、管状または半管状の領域40におけるよりも、平坦化された領域41におけるほうが広い。破線32および33は、分離の可能性がある位置を示す。

【0184】

これらの分離位置は、均等間隔で交互に繰り返す。半製品が分離32および33の位置で分離される場合、連結部材9の成形品が得られる。図16に示す半製品31から、連結

50

部材 9 のための 8 つの成形品を得ることができる。

【 0 1 8 5 】

図 17 は、図 16 の半製品 31 の上面図を示す。断面の骨組み状の設計は、連結部材 9 の複数部品からなる設計による成形品 20 を示す。これらの成形品 20 はまた、管状または半管状の端部 40 と平坦な端部 41 との間の遷移を特徴とする。同様に図 16 に記載するように、分離によって成形品 20 を製造することができる。

【 0 1 8 6 】

図 19 において、成形品 20 を製造する方法を説明する。

【 0 1 8 7 】

図 18 は、連結部材によって棒部材と接合部材との間で力を伝達する方法を説明する。  
上記方法は、ステップ S1 ~ S5 を含む。

10

【 0 1 8 8 】

方法の実施において、ステップ S1 において、静止状態から離れた後に、ステップ S2 において、棒部材は、連結部材の基本的本体の第 1 端部に連結される。

【 0 1 8 9 】

次のステップ S3 において、連結部材の基本的本体の第 2 端部に、少なくとも部分的に重なるように、接合部材が連結される。なお、ステップ S2 および S3 の順序は、必要に応じて逆になってもよい。

【 0 1 9 0 】

最後に、ステップ S4 において、棒部材と接合部材との間で、力が中心に向かって伝達すると、モーメントが発生しない。力の伝達が完了した後、ステップ S5 において、再び静止状態に達する。

20

【 0 1 9 1 】

図 19 は、連結部材を製造する方法のフローチャートを示す。この配置において、上記方法は最初にステップ S11 を伴い、ここで管が提供される。ステップ S12 において、管の一部が、規則的な間隔で対称的に平坦化される。

【 0 1 9 2 】

要望通り繰り返すことのできるステップ S12 の後で、管状領域および平坦化領域を有する管状断面が得られる、という方法で管を変形させる。

【 0 1 9 3 】

30

ステップ S13 は、管状断面から（の）連結部材を等距離で分離または切断することを交互に伴う。分離または切断が、平坦化された位置および管状の位置で行われる。切断は、管状断面の長さ方向によって規定される軸に対して垂直に行われる。

【 0 1 9 4 】

次のステップ S14 において、円形断面の第 1 端部を有し、四角形断面の第 2 端部（平坦である）を有する、連結部材が提供される。

【 0 1 9 5 】

最後に、ステップ S15 において、受け入れ領域は、平坦な端部に対して平行になるよう、連結部材の平坦な端部における 1 つの平面において、対称的に機械加工される。この受け入れ領域は、接合部材を受け入れるために使用される。

40

【 0 1 9 6 】

この後で、連結部材は、連結部材の平坦な端部に対して平行な平面において中央で分割される（S16）。この文脈において、「中央で」という用語は、連結部材の円形端部の直径に関する。

【 0 1 9 7 】

最終状態 S17 に達したとき、少なくとも 1 つの連結部材、または少なくとも 2 つの対称的な成形品が得られる。

【 0 1 9 8 】

連結部材の成形品は、複合材料（例えばガラス繊維強化プラスチックまたは炭素繊維強化プラスチック）から製造することもできる。いわゆる敷設作業工程において、断面の正

50

の型または負の型が提供される。

【0199】

可能な限り精密な連結部材の内部寸法を達成することになるので、正の型を伴う製造方法を下記に更に詳細に説明する。

【0200】

複合材料を、正の型の上に、所望の厚さの層で敷設する。気泡（プリスタ）の発生を防止するために、吸引器を使用することによって、複合材料を型上に吸い込む。真空度を増加させるために、空気不透過性フィルムを複合材料の周辺に配置する。

【0201】

このようにして、片方ずつの骨組み断面を製造することができ、そこから個々の片方ずつの骨組みを分離することができる。

【0202】

あるいは、連結部材は、金属薄板押圧作業工程または引張り成形作業工程を使用して、金属薄板から製造する場合もある。この趣旨で、対応した構造の金属薄板の部品は、断面の正の型の上に置かれ、圧力による力を受ける。その結果、金属薄板は断面の形状をとる。上記の通り、方法は、片方ずつの骨組み断面を用いて続けられる。

【0203】

また、「備える」は、他の部材またはステップを除外せず、「1つの」は、複数を除外しないことを指摘する。

【0204】

さらにまた、上記の例示的実施形態の1つを参照して説明した特徴またはステップは、上記の他の例示的実施形態の他の特徴またはステップと組み合わせて使用できることを指摘する。

【0205】

特許請求の範囲における参照符号は、限定として解釈すべきではない。

【図面の簡単な説明】

【0206】

以下、添付図面を参照しながら本発明をより詳細に説明する。

【図1】本発明の例示的実施形態による連結部材を示す上面図である。

【図2】本発明の例示的実施形態による接合部材上の2つの棒部材を示す概略配置図である。

【図3】本発明の例示的実施形態による接合部材上の2つの棒部材を示すさらなる概略配置図である。

【図4】本発明の例示的実施形態による接合部材を示す概略図である。

【図5】本発明の例示的実施形態による接合部材上の2つの棒部材を示すさらなる概略配置図である。

【図6】本発明の例示的実施形態による接合部材上の4つの棒部材を示す概略配置図である。

【図7】本発明の例示的実施形態によるフレーム部材上に4つの棒部材を備える接合部材を示す概略配置図である。

【図8】本発明の例示的実施形態によるフレーム部材上に4つの棒部材を備える接合部材を示す拡大概略配置図である。

【図9】本発明の例示的実施形態による支持構造体を備える翼を示す斜視断面図である。

【図10】本発明の例示的実施形態による支持構造体を備える翼を示す更なる斜視断面図である。

【図11】図10を示す斜視断面図のうち内部スキンのない斜視断面図である。

【図12】本発明の例示的実施形態による支持構造体を有する翼を示す斜視側面図である。

【図13】図12を示す斜視側面図のうち内部スキンのない斜視側面図である。

【図14】本発明の例示的実施形態による支持構造体を備える翼を示す更なる斜視断面図

10

20

30

40

50

である。

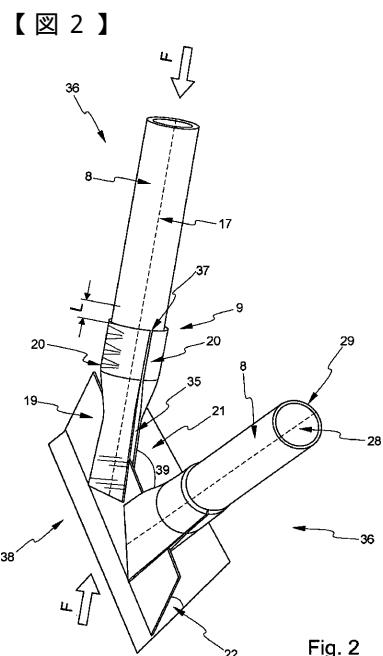
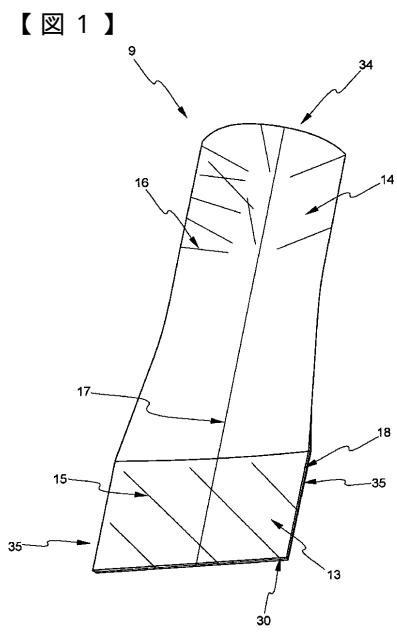
【図15】本発明の例示的実施形態による垂直尾翼の断面を示す部分的な正面図である。

【図16】本発明の例示的実施形態による管状断面を示す下面図である。

【図17】本発明の例示的実施形態による管状断面を示す上面図である。

【図18】本発明の例示的実施形態によって支持する方法を示すフローチャートである。

【図19】本発明の例示的実施形態による連結部材を製造する方法を示す図である。



【図3】

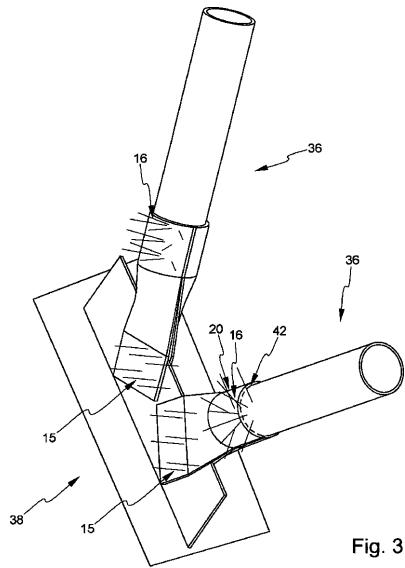


Fig. 3

【図4】

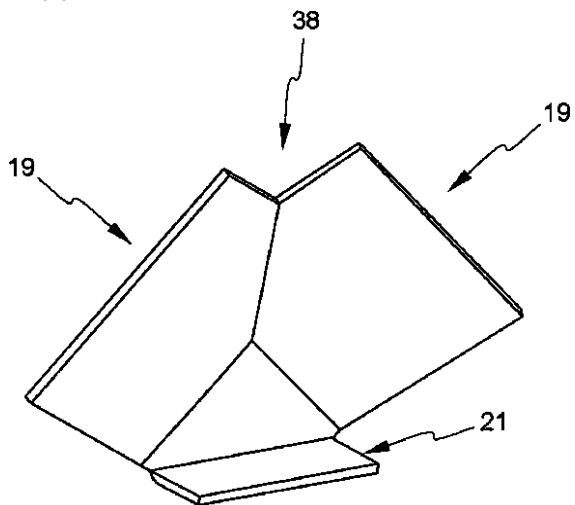


Fig. 4

【図5】

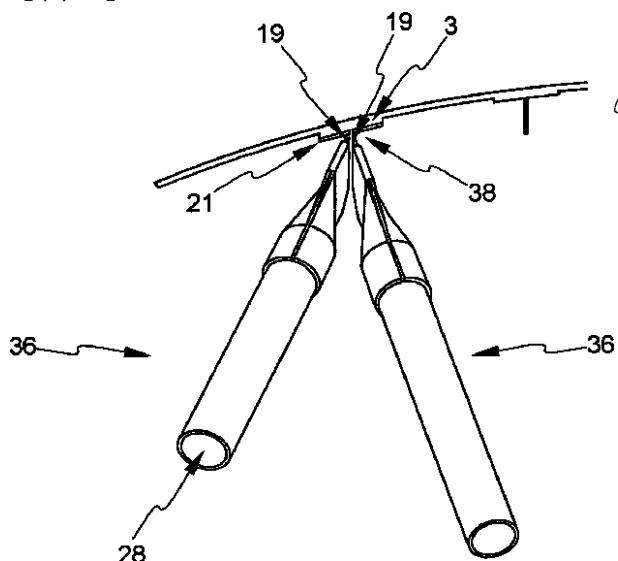


Fig. 5

【図6】

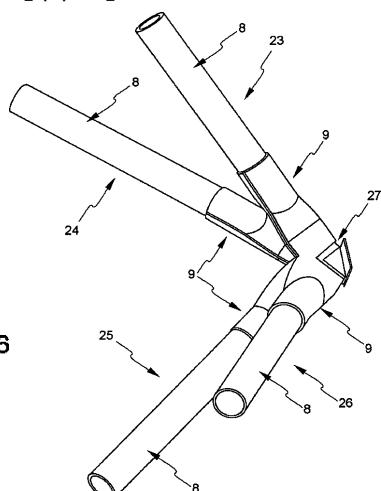


Fig. 6

【図7】

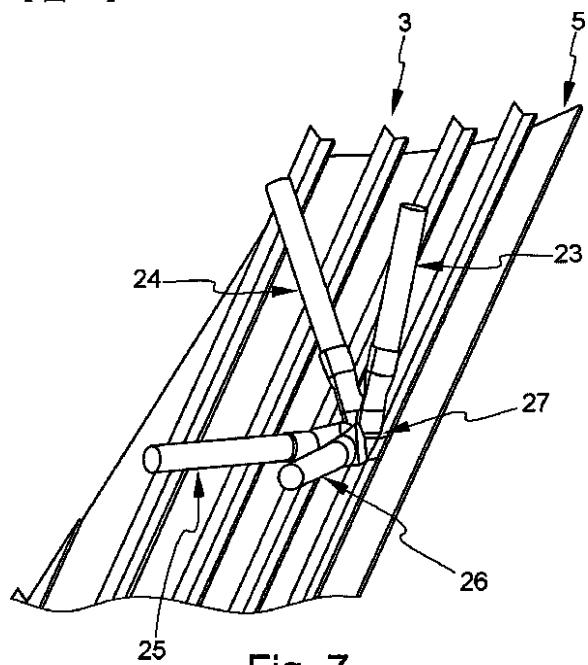


Fig. 7

【図8】

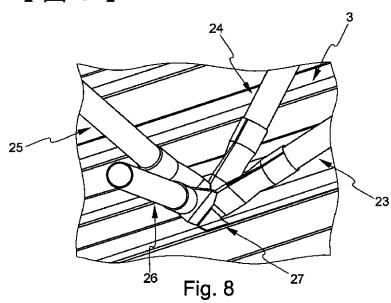


Fig. 8

【図9】

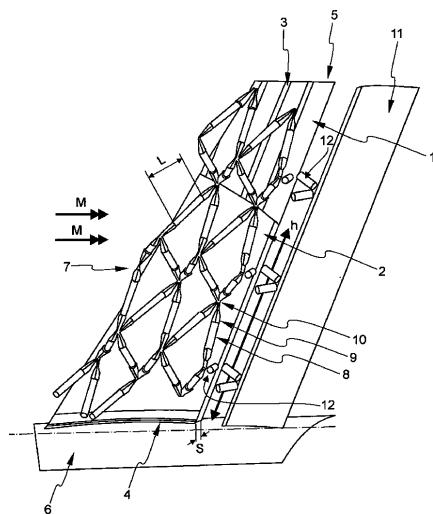


Fig. 9

【図10】

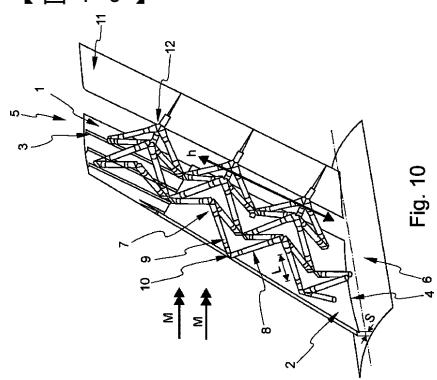


Fig. 10

【図12】

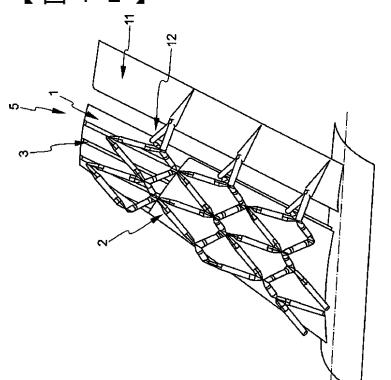


Fig. 12

【図11】

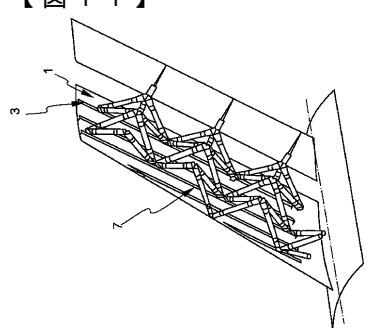


Fig. 11

【図13】

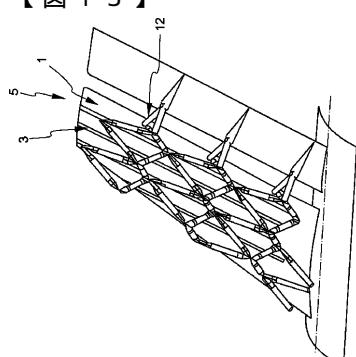


Fig. 13

【図 1 4】

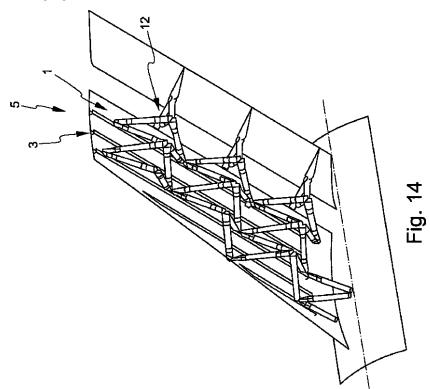


Fig. 14

【図 1 5】

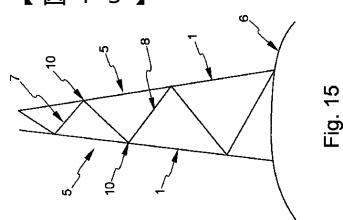


Fig. 15

【図 1 6】

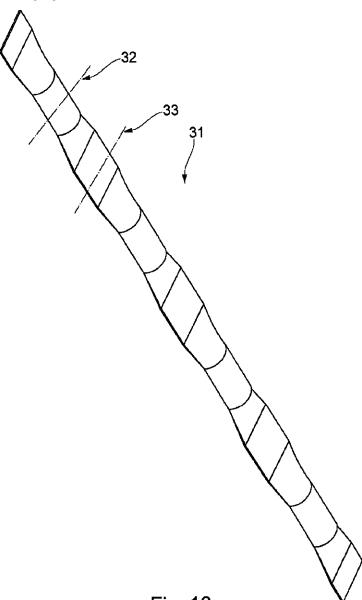


Fig. 16

【図 1 7】

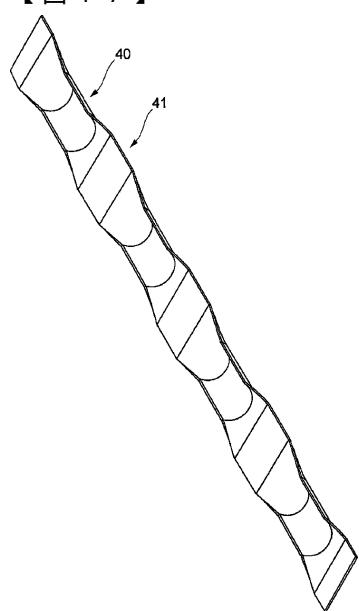


Fig. 17

【図 1 8】

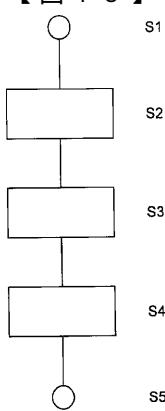


Fig. 18

【図 1 9】

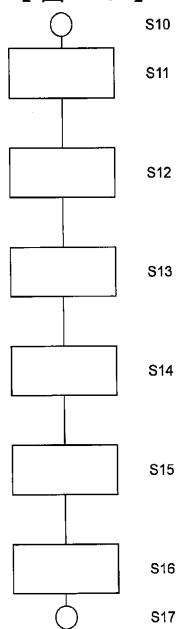


Fig. 19

---

フロントページの続き

(72)発明者 メンツ クリストゥアン  
ドイツ連邦共和国 ハンブルク アウフ デム ラプスフェルト 20

審査官 水野 治彦

(56)参考文献 仏国特許出願公開第00673934 (FR, A1)  
特許第0041453 (JP, B2)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)  
B64C 3/18