

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4806496号
(P4806496)

(45) 発行日 平成23年11月2日(2011.11.2)

(24) 登録日 平成23年8月19日(2011.8.19)

(51) Int.Cl. F 1
B 6 4 C 1/12 (2006.01) B 6 4 C 1/12

請求項の数 14 (全 8 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2001-191523 (P2001-191523) (22) 出願日 平成13年6月25日 (2001. 6. 25) (65) 公開番号 特開2002-53098 (P2002-53098A) (43) 公開日 平成14年2月19日 (2002. 2. 19) 審査請求日 平成20年3月25日 (2008. 3. 25) (31) 優先権主張番号 10031510:0 (32) 優先日 平成12年6月28日 (2000. 6. 28) (33) 優先権主張国 ドイツ (DE)</p>	<p>(73) 特許権者 509203120 エアバス オペラツィオンス ゲゼルシャ フト ミット ベシュレンクテル ハフツ ング ドイツ連邦共和国 2 1 1 2 9 ハンブル ク クリートスラーク 1 0 (74) 代理人 100091867 弁理士 藤田 アキラ (72) 発明者 ハンス・ユルゲン シュミット ドイツ連邦共和国 デー・2 1 6 1 4 ブ クステファーデ アン デア レーヴィーゼ 2 6 審査官 北村 亮</p>
--	--

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 飛行機用構造部材およびその製造方法並びに構造部材のための補強異形材

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

少なくとも1つの外被板(4)と、外被板(4)に取り付けられる複数個の補強異形材(2)とを有し、補強異形材(2)が少なくとも部分的に溶接結合部により外被板(4)と結合されている飛行機用構造部材において、

補強異形材(2)に補強部が配置されていること、

補強部が、それぞれ異形材ウェブ(36)の領域に配置されているタイバー(38)により補強異形材(2)に形成されていること、

スリットを設けたウェブ領域(36)が設けられ、該ウェブ領域(36)がタイバー(38)を受容する受容穴(37)を有していること、

を特徴とする飛行機用構造部材。

【請求項 2】

補強異形材(2)が、飛行機縦方向に延びる縦材(35)および飛行機縦方向に対し横方向に延びるフレームとして構成されていることを特徴とする、請求項1に記載の飛行機用構造部材。

【請求項 3】

異形材ウェブ(36)に、タイバー(38)を受容するための材料肉厚部(39)が設けられていることを特徴とする、請求項1または2に記載の飛行機用構造部材。

【請求項 4】

材料肉厚部(39)に、タイバー(38)を受容するための前記受容穴(37)が形成さ

れていることを特徴とする、請求項3に記載の飛行機用構造部材。

【請求項5】

タイバー（38）が多角形の横断面を有していることを特徴とする、請求項1から4までのいずれか一つに記載の飛行機用構造部材。

【請求項6】

タイバー（38）が円形の横断面を有していることを特徴とする、請求項1から4までのいずれか一つに記載の飛行機用構造部材。

【請求項7】

タイバー（38）が粗く形成されていることを特徴とする、請求項1から6までのいずれか一つに記載の飛行機用構造部材。

10

【請求項8】

タイバー（38）が高強度の鋼合金またはチタン合金或いは繊維複合材からなっていることを特徴とする、請求項1から7までのいずれか一つに記載の飛行機用構造部材。

【請求項9】

飛行機の構造部材のための補強異形材において、

補強部が、それぞれ異形材ウェブ（36）の領域に配置されているタイバー（38）により補強異形材（2）に形成されていること、

スリットを設けたウェブ領域（36）が設けられ、該ウェブ領域（36）がタイバー（38）を受容する受容穴（37）を有していること、
を特徴とする補強異形材。

20

【請求項10】

異形材ウェブ（36）に、タイバー（38）を受容するための受容部を備えた材料肉厚部（39）が設けられていることを特徴とする、請求項9に記載の補強異形材。

【請求項11】

請求項1から8までのいずれか一つに記載の構造部材の製造方法において、

補強異形材（2）に、外被域（4）と溶接する前に補強部を備えさせること、

異形材ウェブ（36）に、タイバー（38）として構成される補強部を受容する材料肉厚部（39）を形成させること、

タイバー（38）を、スリットを設けた下部ウェブ領域（36）において受容穴（37）に挿入すること、
を特徴とする製造方法。

30

【請求項12】

材料肉厚部（39）に前記受容穴（37）を形成させることを特徴とする、請求項11に記載の製造方法。

【請求項13】

補強異形材（2）を溶体化処理により熱処理することを特徴とする、請求項11または12に記載の製造方法。

【請求項14】

補強異形材（2）を、挿入したタイバー（38）の領域において圧縮して、挿入したタイバー（38）を補強異形材（2）と形状拘束的に結合させることを特徴とする、請求項11から13までのいずれか一つに記載の製造方法。

40

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、少なくとも1つの外被板と、外被板に取り付けられる複数個の補強異形材とを有し、補強異形材が少なくとも部分的に溶接結合部により外被板と結合されている飛行機用構造部材、およびその製造方法、並びに構造部材のための補強異形材に関するものである。

【0002】

【従来の技術】

50

DE19639667またはDE19844035からは、外被・縦材溶接構造の構造部材が知られている。大型の外被板上には、レーザー溶接により異形材（縦材またはフレームとして構成される）が溶接される。この種の構造部材は飛行機の胴体シェルとして使用されるが、十分な強度を持っていなければならない。将来的にはいわゆる"Two Bay Crack"基準を満たしていなければならない。この基準を満たすには、胴体構造が2つのフレーム部分または2つの縦材部分を介して縦方向または周方向の亀裂に耐えうる構造であることが必要である。この場合、亀裂の中央部で補強部が破損することが予想される。溶接された胴体シェルは、従来一般に使用されている縦材またはフレームのような補強部を接着またはリベット固定した胴体シェルに比べて残留強度が小さい。この種の差動構造においては、リベット固定または接着される補強部は亀裂ストッパーまたは亀裂抑制手段として作用する。個々の亀裂先端はリベット固定または接着された補強部により一定回数の負荷交替に対しまとめて処理されるので、胴体外被部における亀裂の進展が抑制される。荷重が外被部から補強部へ配分されるので、一定回数の荷重がかかると補強部が機能しなくなり、胴体外被部、ひいては胴体シェルが急激に機能しなくなる。このような有利な亀裂抑制挙動は、補強部を溶接した構造部材の場合には存在しない。溶接された構造部材の場合、亀裂は外被部と補強部に同時に進展するので、亀裂抑制作用は生じない。この挙動のために残留強度が低下し、亀裂の進展挙動が望ましいものではなくなる。残留強度の設計基準が問題になる領域では、シェルを肉厚にして、十分な残留強度を達成させねばならない。このため許容し難いほど重量が増し、特に胴体の側部シェル領域と上部シェル領域においてそうである。それゆえ、従来ではこれらの領域に縦材を溶接した胴体シェルは使用されなかつた。

10

20

【0003】

【発明が解決しようとする課題】

本発明の課題は、構造部材の重量を最小にすることを考慮して残留強度を増大させることができ、よって胴体の側部シェル領域にも上部シェル領域にも溶接胴体シェルの使用が可能になるように構造部材を構成するとともに、その製造方法並びに構造部材のための補強異形材することである。

【0004】

【課題を解決するための手段】

本発明は、上記課題を解決するため、構成部材においては、補強異形材に補強部が配置されていること、補強部が、それぞれ異形材ウェブの領域に配置されているタイバーにより補強異形材に形成されていること、スリットを設けたウェブ領域が設けられ、該ウェブ領域がタイバーを受容する受容穴を有していることを特徴とするものである。

30

【0005】

また、その製造方法においては、補強異形材に、外被域と溶接する前に補強部を備えさせること、異形材ウェブに、タイバーとして構成される補強部を受容する材料肉厚部を形成させること、タイバーを、スリットを設けた下部ウェブ領域において受容穴に挿入することを特徴とするものである。

さらに構造部材のための補強異形材においては、補強部が、それぞれ異形材ウェブの領域に配置されているタイバーにより補強異形材に形成されていること、スリットを設けたウェブ領域が設けられ、該ウェブ領域がタイバーを受容する受容穴を有していることを特徴とするものである。

40

【0006】

この場合特に有利なことは、溶接された構造部材の残留強度を増大させることにより、この種の構造部材を飛行機の胴体シェルに対してもその側部シェル領域および上部シェル領域に使用できることである。したがって、一般的に、溶接される胴体シェルをすべての胴体に対し使用でき、胴体下部シェル領域に対してのみ使用が制限されることがない。従来の胴体シェル製造に比べて低コストの構成であるため、製造コストと構造重量をかなり低減できる。

【0007】

50

本発明による解決法によれば、溶接されるシェルの欠点が解消される。外被部、すなわち胴体外被に初期亀裂が発生すると、これと同時に補強異形材に進展する亀裂は補強部が形成されているので進行が遅れ、或いは抑止される。したがって、補強異形材の補強部は外被部の亀裂に対し進行抑止作用を持っている。溶接された構造部材の残留強度は増大する。

【0008】

他の有利な構成は請求項2ないし8, 10, 12, 13, 14に記載されている。他の利点は以下の詳細な説明から明らかである。

【0009】

【発明の実施の形態】

次に、本発明の実施形態を添付の図面を用いて詳細に説明する。なお、図1から図8までは本発明の関連技術に関わるもので、図9および図10が本発明の実施形態に関わるものである。

図1と図2は、それぞれ補強異形材2の領域における構造部材1の一部分を示したものである。補強異形材2は、飛行機縦方向に延びる、飛行機胴体構造用の縦材(ストリンガー)3として構成され、外被域4に溶接されている。飛行機の胴体シェルとして使用するための構造部材1のために、飛行機縦方向にはこの種の多数の縦材3が配置されている。

【0010】

DE19639667またはDE19844035から知られているように、外板4と縦材3との結合部は溶接され、リベットや接着による従来の方式に比べて軽量になっている。溶接された構造部材1の残留強度(Restfestigkeit)を高めるため、本発明によれば、縦材3に補強部5が装着されている。このように特殊な構成の縦材3には、外被域4と溶接する前に補強部5を備えさせる。補強部5は有利には縦方向重ね板6として構成され、すなわち縦材ウェブ3Aの側方に、該ウェブを「2倍にするもの」として取り付けられている。図1に示すように、縦材ウェブ3Aの両側に縦方向重ね板6を配置してよい。

【0011】

図2は、片側に縦方向重ね板6を取り付けた関連技術を示すものである。達成すべき残留強度或いは発生する応力に応じて、1個または複数個の縦方向重ね板6を使用してよい。縦方向重ね板6は、有利には高強度Al合金、或いは繊維補強した金属積層板からなり、図示した実施形態ではI型異形材として構成されている。縦材ウェブ3Aへの重ね板6の接着またはリベットによる固定は、縦材3を外被域4と溶接させる前に行なわれ、製造技術的に操作が簡単である。というのは、特に大型の構造部材の場合、溶接過程を行なった後に補強部を構造部材1に取り付けるのは非常に手間がかかるからである。

【0012】

図3と図4は、フレーム7の領域における構造部材1の一部分を図示したものである。すでに詳細に述べたように、補強異形材2(ここでは飛行機の周方向に延びる、飛行機胴体構造用のフレーム7として構成され、外被域4に溶接されている)には、補強部5が設けられている。補強部5は周方向重ね板8として構成され、フレームウェブ7Aの片側に配置しても両側に配置してもよい。図3に示すように、フレームウェブ7Aの両側にはそれぞれ1つの周方向重ね板8が鉛直方向に接着またはリベット固定されている。また図4に示すように、補強部5(ここでは周方向重ね板8)を補助的なウェブ7Bに水平方向に配置してもよい。このように補強異形材2への補強部5の配置は、補強異形材2の異形状および荷重形態に依存して適当に設けられる。フレーム7への周方向重ね板8の接着またはリベット固定は、フレーム7を外被板4と溶接する前に行なう。

【0013】

図5ないし図8は、補強異形材2の他の関連技術を備えた構造部材1を示すもので、これらの補強異形材2は溶接構造の残留強度を増大させるものである。

図5と図6は、タイバー31を備えた縦材30の関連技術を示すもので、タイバー31は高強度鋼合金またはチタン合金或いは繊維複合材からなっている。タイバー31は縦材ウェブ32に配置されており、このため縦材ウェブ32には片側に材料肉厚部33が設け

10

20

30

40

50

られている。材料肉厚部 33 には貫通穴 34 が縦材縦方向に形成される。材料肉厚部 33 は縦材ウェブ 32 の下半分に設けるのが有利である。タイバー 31 (多角形の横断面を持っているのが有利である) は貫通穴 34 に挿入し、ねじれさせる。正方形または長方形の横断面形状を適用するのが有利である。ねじれさせることにより、亀裂が生じたときにタイバー 31 と材料肉厚部 33 の間に相対変位が生じるのを防止できる。

【0014】

縦材 30 全体を熱処理し(たとえば溶体化処理する)、材料の変形能を改善した後、縦材異形部 30、すなわち材料肉厚部 33 とタイバー 31 とをプレスにより形状拘束的に結合させる。

【0015】

図 7 と図 8 に図示した関連技術のフレーム 70 のタイバー 71 は、高強度の鋼合金またはチタン合金或いは繊維複合材からなり、基本的には縦材 30 に設けた前述のタイバー 31 に対応している。タイバー 71 はフレームウェブ 72 に配置され、このためフレームウェブ 72 には、有利には下半分に、片側の材料肉厚部 73 が設けられ、材料肉厚部 73 には貫通穴 74 がフレーム縦方向に形成される。タイバー 71 (多角形の、有利には正方形の横断面を備えている) は貫通穴 74 に挿入し、ねじれさせる。ねじれさせることにより、亀裂が生じたときにタイバー 71 と材料肉厚部 73 の間に相対変位が生じるのを防止できる。

【0016】

フレーム 70 全体を熱処理(有利には溶体化処理する)した後、フレーム異形部 70、すなわち材料肉厚部 73 とタイバー 71 とをプレスにより形状拘束的に結合させる。

【0017】

図 9 と図 10 は、本発明の実施形態を示すもので、溶接構造の残留強度を増大させる補強異形材 2 を備えた構造部材 1 を示したものである。

補強異形材 2 は、ここでは特殊な縦材 35 として構成され、スリットを備えた下部ウェブ領域 36 を有している。ウェブ領域 36 はタイバー 38 を受容するための受容穴 37 を備えている。図 9 は、タイバー 38 を挿入する前の縦材 35 を図示したものである。ウェブ領域 36 は、タイバー 38 を挿入できるクランプが形成されるように構成されている。受容穴 37 には材料段部 39 が設けられているが、この材料段部 39 をタイバー 38 は挿入時に克服しなければならず、この克服によってタイバー 38 は受容穴 37 に位置決めされる。タイバー 38 は丸い横断面を有しているのが有利であり、粗い表面を備えている。タイバー 38 は他の横断面を有していてもよいが、低コストで処理が容易であるので、丸い横断面のものを使用するのが有利である。表面を粗くするのは、タイバー 38 と縦材 35 との相対変位を阻止して、亀裂の形成を抑えるためである。材料としては、すでに述べた高強度の鋼合金またはチタン合金或いは複合材が使用される。タイバー 38 を挿入した後、溶体化処理のような熱処理を行なって、材料の変形能を改善するのが有利である。溶体化処理を行なった後、プレスによりウェブ領域 36 における縦材 35 とタイバー 35 とを形状拘束的に結合させる。次に、縦材 35 と外被域 4 との溶接を行なってもよい。タイバー 38 を挿入し、外被域 4 に溶接した縦材 35 を図 10 に示す。

【図面の簡単な説明】

【図 1】 第 1 関連技術における、縦材領域での構造部材の横断面図である。

【図 2】 第 2 関連技術における、縦材領域での構造部材の横断面図である。

【図 3】 第 1 関連技術における、フレーム領域での構造部材の横断面図である。

【図 4】 第 2 関連技術における、フレーム領域での構造部材の横断面図である。

【図 5】 第 3 関連技術における、縦材領域での構造部材の横断面図である。

【図 6】 図 5 の詳細図である。

【図 7】 第 3 関連技術における、フレーム領域での構造部材の横断面図である。

【図 8】 第 3 関連技術における、フレーム領域での構造部材の横断面図である。

【図 9】 本発明の実施形態における補強異形材の横断面図である。

【図 10】 図 9 の補強異形材の領域における構造部材を示す図である。

10

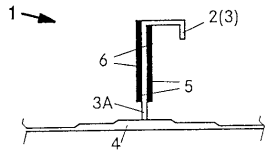
20

30

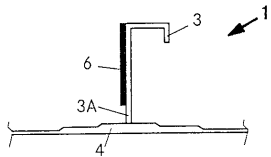
40

50

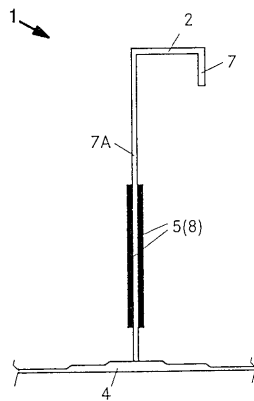
【図1】



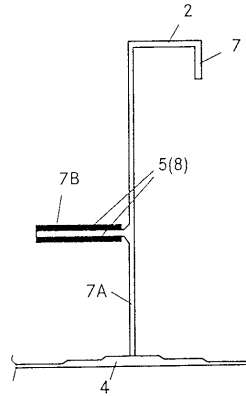
【図2】



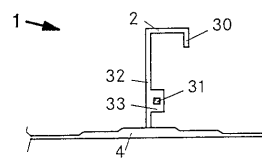
【図3】



【図4】

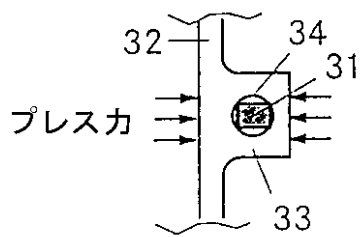


【図5】

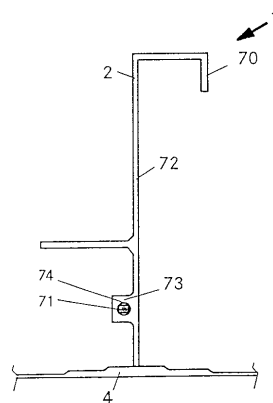


【図6】

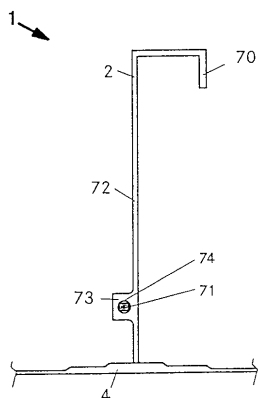
詳細図:



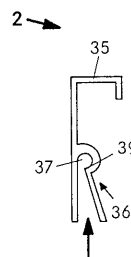
【図8】



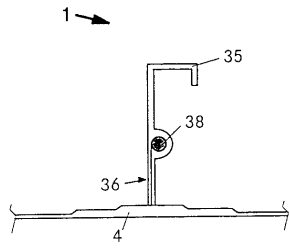
【図7】



【図9】



【 10】



フロントページの続き

- (56)参考文献 実開昭62-090899(JP,U)
実開平06-053393(JP,U)
特開昭46-003445(JP,A)
特開昭50-139172(JP,A)
特開2002-104289(JP,A)
特表2004-503398(JP,A)
特開平10-024394(JP,A)
特開2003-312590(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 1/12