

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公表特許公報(A)

(11) 特許出願公表番号

特表2012-505120

(P2012-505120A)

(43) 公表日 平成24年3月1日(2012.3.1)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
B64C 1/00 (2006.01)	B64C 1/00	B 4F100
B64C 1/06 (2006.01)	B64C 1/06	
B32B 15/08 (2006.01)	B32B 15/08	E
	B32B 15/08	U

審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 19 頁)

(21) 出願番号 特願2011-531441 (P2011-531441)
 (86) (22) 出願日 平成21年10月6日 (2009.10.6)
 (85) 翻訳文提出日 平成23年6月13日 (2011.6.13)
 (86) 国際出願番号 PCT/EP2009/062979
 (87) 国際公開番号 W02010/043516
 (87) 国際公開日 平成22年4月22日 (2010.4.22)
 (31) 優先権主張番号 102008042782.9
 (32) 優先日 平成20年10月13日 (2008.10.13)
 (33) 優先権主張国 ドイツ (DE)
 (31) 優先権主張番号 61/104,849
 (32) 優先日 平成20年10月13日 (2008.10.13)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 311014956
 エアバス オペレーションズ ゲーエムベ
 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 100074332
 弁理士 藤本 昇
 (74) 代理人 100114421
 弁理士 薬丸 誠一

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機の胴体を強化するための構造要素

(57) 【要約】

【課題】本発明は、航空機の胴体を強化するための構造要素(1, 12, 30)に関し、該構造要素は、一体成形物として、金属材料、とりわけ、アルミニウム合金材料又はチタン合金材料で形成された強化プロファイル(2, 13)を備える。本発明によれば、該強化プロファイルは、少なくとも幾つかの領域でタブ(5, 14, 24)を備える。繊維強化層材料(7)又は繊維金属積層体で形成され、少なくとも幾つかの領域で強化プロファイルのフランジ(20, 32)に接着される、タブの結果として、構造要素が高い損傷許容性及び有利な疲労特性を有する；繊維金属積層体又は層材料は、交互に積み重ねられた複数の金属層(8, 34, 43)及び繊維強化プラスチック層(9, 35, 41)を備え、該層は、領域全体に亘って互いに接着されている。強化プロファイルは、接合層(6, 15, 36)を介してタブに接合されている。接合層は、好ましくは、2つのプリプレグ層(20, 23, 37, 38)及び繊維強化されていない接着層(21)で形成されている。強化プロファイルは、例えば、曲線状のリブセグメント(31)又は直線

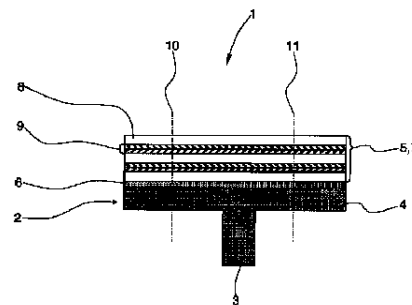


Fig. 1

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

航空機の胴体セルを強化するための構造要素（１，１２，３０）であって、金属材料、とりわけ、アルミニウム合金材料又はチタン合金材料から一体成形で形成される強化プロファイル（２，１３）を備え、前記強化プロファイル（２，１３）は、少なくとも幾つかの領域にストラップ（５，１４，２４）を備えることを特徴とする構造要素（１，１２，３０）。

【請求項 2】

前記ストラップ（５，１４，２４）は、接合層（６，１５，３６）によって前記強化プロファイル（２，１３）に接着接合されていることを特徴とする請求項 1 に記載の構造要素（１，１２，３０）。

10

【請求項 3】

前記ストラップ（５，１４，２４）は、少なくとも幾つかの領域において前記強化プロファイル（２，１３）にリベット留め及び／又はネジ留めされることを特徴とする請求項 1 又は請求項 2 に記載の構造要素（１，１２，３０）。

【請求項 4】

前記ストラップ（５，１４，２４）は、層材料（７，３３）、とりわけ、繊維金属積層体で形成されており、順に重ねて配置される複数の金属層（８，３４，４３）及びプラスチック材料層（９，３５，４１）を備え、該複数の金属層（８，３４，４３）及びプラスチック材料層（９，３５，４１）は、全ての場合において交互になっていることを特徴とする請求項 1 乃至 3 の何れか一項に記載の構造要素（１，１２，３０）。

20

【請求項 5】

前記金属層（８，３４，４３）は、アルミニウム合金で形成され、前記プラスチック材料層（９，３５，４１）は、ガラス繊維強化された熱硬化性プラスチック材料で形成されていることを特徴とする請求項 4 に記載の構造要素（１，１２，３０）。

【請求項 6】

前記金属層（８，３４，４３）は、チタン合金で形成され、前記プラスチック材料層（９，３５，４１）は、炭素繊維強化された熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、エポキシ樹脂で形成されていることを特徴とする請求項 4 に記載の構造要素（１，１２，３０）。

30

【請求項 7】

前記ストラップ（５，１４，２４）の材料厚（１８）は、少なくとも前記ストラップ（５，１４，２４）の一端（２５，２７）に向かって減少することを特徴とする請求項 1 乃至 6 の何れか一項に記載の構造要素（１，１２，３０）。

【請求項 8】

前記接合層（６，１５，３６）は少なくとも一つの接着層（２１，３９）及び少なくとも一つのプリプレグ層（２２，２３，３７，３８）で形成されていることを特徴とする請求項 1 乃至 7 の何れか一項に記載の構造要素（１，１２，３０）。

【請求項 9】

前記少なくとも一つの接着層（２１，３９）は、熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、エポキシ樹脂で形成され、前記少なくとも一つのプリプレグ層（２２，２３，３７，３８）は、繊維強化された熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、ガラス繊維強化及び／又は炭素繊維強化されたエポキシ樹脂で形成されていることを特徴とする請求項 8 に記載の構造要素（１，１２，３０）。

40

【請求項 10】

前記強化プロファイル（２，１３）は、フォーマセグメント（３１）であり、前記ストラップ（２４）は、前記フォーマセグメント（３１）の内側フランジ（３２）及び／又は外側フランジに、少なくとも幾つかの領域において接着接合されていることを特徴とする請求項 1 乃至 9 の何れか一項に記載の構造要素（１，１２，３０）。

【請求項 11】

50

前記ストラップ(24)の前記プラスチック材料層(9, 35, 41)中のガラス繊維は、前記フォーマセグメント(31)の周方向に実質的に平行に延出することを特徴とする請求項10に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項12】

前記強化プロファイル(2, 13)は、支持体であり、前記ストラップ(5, 14, 24)は、前記支持体のフランジに、少なくとも幾つかの領域において接着結合されていることを特徴とする請求項1乃至9の何れか一項に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項13】

前記ストラップ(5, 14, 24)の前記プラスチック材料層(9, 35, 41)中のガラス繊維は、力束の方向に実質的に延出することを特徴とする請求項12に記載の構造要素(1, 12, 30)。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機の胴体を強化するための構造要素、金属材料、とりわけ、アルミニウム合金材料又はチタン合金材料から一体成形で製造される強化プロファイルを含む構造要素に関する。

【背景技術】

【0002】

一般的に、航空機の胴体セルは、縦に配置され、横方向の継ぎ目によって接続された複数の樽型胴体部から製造されている。各胴体部は、複数の環状フォーマによって強化され、その外面は、胴体セル外板で板張りされている。胴体部の安定性をさらに高めるために、複数の強化プロファイルが胴体セル外板の内面上に配置され、胴体部の縦方向の何れにおいても互いに平行に延出している。また、強化プロファイルは、通常、互いから一様の間隔を有して胴体部の周辺に亘って配置分布されている。

20

【0003】

エアロfoilが胴体セル構造に接続されるフォーマの領域において、過度の負荷が胴体セルの中央部分に生じる。特殊なタイプの航空機、例えば、高翼輸送機の場合、さらに高い負荷が生じ、着陸装置が胴体の中央部分の領域における胴体セルの下部に配置されている。このタイプの航空機では、胴体の中央部分の強い座屈が、各着陸方式中に生じ、とりわけ、前記中央部分に存在する環状フォーマにおいて、極端に高い最大負荷に通じる。そのような航空機タイプにおける胴体の中央部分を特に強化するために使用されるフォーマ及び他の強化プロファイルは、その結果として、複数の負荷サイクルに亘って高い疲労抵抗を有するとともに、クラックが生じる際の損傷許容性を有する必要がある。これに関連して、用語「損傷許容性」は、クラックの発生が構造要素の即時の故障に通じず、クラックの増加が、完全に停止されない場合でも、少なくとも緩やかになることを意味する。

30

【0004】

高い機械的応力に晒される構造要素におけるクラック増加の速度を減少させるための基本的な可能性は、材料厚を増加させることである。しかしながら、これは、フォーマ及び支持体等の強化プロファイルの通常受け入れ難い重量の増加に通じる。

40

【0005】

したがって、本発明の目的は、強化プロファイル、とりわけ、高い機械的応力に晒される航空機胴体セルの領域における胴体セル構造を強化するためのフォーマ又は支持体であって、強化プロファイルは、また、複数の負荷サイクルに亘って緩やかなクラック増加のみを示し、それによって、高い損傷許容性を有する強化プロファイルを提供することである。

【発明の概要】

【課題を解決するための手段】

【0006】

本発明の目的は、請求項1の特徴を有する構造要素によって達成される。

50

強化プロファイルに、少なくとも幾つかの領域に、ストラップを提供することで、高い損傷許容性及び有利な疲労挙動を生じる。例えば、高い機械的応力に起因して生じる任意のクラックの増加は、付加的に適用されたストラップによって、完全に停止されなくても、少なくとも有意に減少される。とりわけ、強化プロファイルは、フォーム又はフォームセグメント、或いは支持体であって、高い機械的応力に晒される胴体セルの前記領域において特に使用される。

【0007】

構造要素の有利な発展は、ストラップが接合層によって強化プロファイルに接着接合されることを提供する。これによって、全面に亘ってストラップと強化プロファイルとの間に接着接合が生じ、その結果、高い損傷許容性を有することが好ましい。

10

【0008】

構造要素のさらに有利な発展によれば、ストラップは、少なくとも幾つかの領域において、強化プロファイルにリベット留め及び/又はネジ留めされる。このような構成の結果、ストラップが強化プロファイルから離れることを防止される。ストラップが強化プロファイルから離れるような場合、例え幾つかの領域のみであっても、強化プロファイルの損傷許容性は急激に低下するであろう。

【0009】

構造要素のさらに有利な構成は、ストラップが、層材料、とりわけ、重ねて配置された複数の金属層及びプラスチック材料層を備える、繊維金属積層体で形成されることを提供する。

20

【0010】

アルミニウム合金材料で形成された強化プロファイルの場合、ストラップは、高力アルミニウム合金、チタン合金、或いは、例えば、Glare（登録商標）等の繊維金属積層体で基本的に形成されることができる。このタイプの繊維金属積層体又は層材料は、厚さの小さいガラス繊維強化エポキシ樹脂層によって何れの場合にも表面全体に亘って積み重ねられて、互いに接着接合されたアルミニウム合金材料で形成された複数の薄い金属板又は金属箔から製造される。チタン合金材料で形成された強化プロファイルの場合、ストラップは、また、交互に重ねられ、炭素繊維強化エポキシ樹脂層によって接着接合された「TiGR」又は「TiGra」（「チタン グラファイト」繊維金属積層体）等のチタン板及びチタン箔から構成される繊維金属積層体で形成されることができる。

30

【0011】

しかしながら、ストラップを備えた強化プロファイルに関して出願人によって行われた詳細な負荷試験は、Glare（登録商標）等の繊維金属積層体で形成された接着接合のストラップを用いて達成されることができる損傷許容性が、アルミニウム又はチタンで形成されたストラップを適用することで達成されることができないことを示した。また、チタン合金材料で形成された強化プロファイルの場合、損傷許容性は、前記強化プロファイルに、上述の繊維金属積層体「TiGR」又は「TiGra」で形成されたストラップを接着接合することによって有意に改良されることができる。

【0012】

構造要素のさらに有利な構成によれば、金属層がアルミニウム合金で形成され、プラスチック材料層がガラス繊維強化された熱硬化性プラスチック材料で形成される。

40

【0013】

交互に重ねられたアルミニウム合金で形成された層及びガラス繊維強化された熱硬化性プラスチック材料の結果として、層材料又は繊維金属積層体は、優れた疲労挙動及び高い損傷許容性を示す。ガラス繊維の添加は、とりわけ、アルミニウム層間の腐食問題を防止する。

【0014】

構造要素のさらに有利な発展は、金属層がチタン合金で形成され、プラスチック材料層が炭素繊維強化された熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、エポキシ樹脂で形成されることを提供する。

50

【0015】

例えば、チタン合金材料から製造されるフォーマセグメント又は支持体等の強化プロファイルは、熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、エポキシ樹脂の炭素繊維強化層によって表面全体に亘って何れの場合にも重ねられて接着接合されるチタン合金材料で形成された複数の層から構成されるストラップに接着接合することによって強化されることができる。

【0016】

構造要素のさらに有利な発展は、ストラップの材料厚が、少なくともストラップの一端に向かって減少することを提供する。これによって、ノッチ応力がストラップのテーパ領域又は接続領域に生じることを防止される。

10

【0017】

強化プロファイルのさらに有利な構成は、接合層が少なくとも一つの接着層及び少なくとも一つのプリプレグ層で形成されることを提供する。これによって、強化プロファイルと該強化プロファイルに接着接合されるストラップとの間に特に密接な接合を生じる。一般的に、ストラップは、圧力及び温度を併用する付加的な製造工程において、加圧滅菌器内で強化プロファイルに接着接合される。

【0018】

さらなる構成によれば、少なくとも一つの接着層が熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、エポキシ樹脂で形成され、少なくとも一つのプリプレグ層が繊維強化熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、ガラス繊維強化及び/又は炭素繊維強化エポキシ樹脂で形成される。

20

【0019】

接合層の質は、小型の接着層と少なくとも一つのプリプレグ層とを結合することによってさらに改良される。

【0020】

このような構成の接着層の結果として、まず、制御された適度の層間剥離が、フォーマ内のクラック形成の場合に達成される。また、ストラップ内のクラックの開始が遅延される。これらの有利な効果を達成するために、ガラス繊維がクラックの経路まで横に延びるとともに、主要な負荷方向まで平行に延びることが好ましい。層間剥離の発生が少なくなれば、フォーマの過重負担能力の残りがより多くなる。

30

【0021】

構造要素のさらに有利な構成は、以下の特許請求の範囲に示されている。

【図面の簡単な説明】

【0022】

【図1】本発明の一実施形態に係る構造要素内の概略断面図である。

【図2】本発明の一実施形態に係る損傷許容性構造要素の動作モードの基本的表示である。

【図3】ストラップの一実施形態を示す。

【図4】フォーマセグメントの形態であって、その内側フランジに図3に示すストラップが接着接合されている強化プロファイルを示す。

40

【図5】図3に示すストラップの2つの末端領域内の詳細な断面図である。

【図6】原則として3つの異なるストラップ材料の損傷許容性効果を比較するグラフである。

【発明を実施するための形態】

【0023】

図面中で、同じ参照符号は、各図面において同じ構造要素を示す。

【0024】

図1は、本実施形態に係る構造要素内の概略断面図である、構造要素1は、とりわけ、航空機の胴体セル(図示せず)を強化するためのフォーマセグメント3として、図1に一例として構成された強化プロファイル2を備える。フォーマセグメント3は、適切な高力

50

アルミニウム合金材料から形成され、二重の T 型断面形状を有する。或いは、フォーマセグメント 3 は、U 型又は L 型断面形状を有することができる。例えば、フォーマセグメント 3 は、切削、鍛造又は押出加工によって一体成形の固体アルミニウム合金材料から形成されることができ、本実施形態において、フォーマセグメント 3 の内側フランジ 4 は、表面全体に亘ってストラップ 5 に結合されている。本実施形態において、ストラップ 5 は、内側フランジ 4 内部のクラックの伝搬を殆ど停止することが理想である。ストラップ 5 は、接合層 6 によってフォーマセグメント 3 の内側フランジ 4 に表面全体に亘って接着結合されている。アルミニウム合金で形成されたフォーマセグメント 3 の場合、ストラップ 5 自体は、層材料 7、又は、例えば、G l a r e (登録商標) 等の繊維金属積層体で形成されることが好ましい。

10

【0025】

チタン合金で形成されたフォーマ 3 又はフォーマセグメントの場合、ストラップ 5 は、代わりに、チタン箔及びチタン板の一連の層から構成される「T i G r」又は「T i G r a」等の繊維金属積層体で形成されることができ、炭素繊維強化エポキシ樹脂によって何れの場合も表面全体に亘って互いに接着結合されている。

【0026】

例示されるように、層材料 7 は、何れの場合も表面全体に亘って互いに接着結合される 3 つの薄い金属層及び 3 つの薄いプラスチック材料層を供える。層間の一つの金属層 8 及び一つのプラスチック材料層 9 に参照符号を付し、残りの金属層 8 及びプラスチック材料層 9 を代表している。金属層及びプラスチック材料層は、層材料 7 内部で交互に積層され、層材料の上面及び下面は、金属層で終わることが好ましい。この場合、プラスチック材料層の数は、金属層の数より常に一つ少ない。材料厚の低い箔様金属層は、例えば、アルミニウム合金で形成されるのに対して、薄いプラスチック材料層は、ガラス繊維強化熱硬化性プラスチック材料から形成される。例えば、エポキシ樹脂は、適切な熱硬化性プラスチック材料であることが示された。図 1 に示すように、プラスチック材料層内部のガラス繊維は、本構成によって決定された関連負荷がこの方向に生じるため、図面の平面、すなわち、フォーマセグメント 3 の周方向に垂直に延びている。

20

【0027】

層材料 7 は、圧力及び温度を併用する加圧滅菌器内で形成され、切削によって所定の特定サイズにされる。このようにして形成された層材料 7 は、必要に応じて、例えば、曲線状の環状フォーマセグメントに対して応力のない接着結合を可能とするために、少なくとも表面的に曲線である表面形状を有することができる。さらに、ストラップ 5 は、テーパを提供し、フォーマセグメント 3 の内側フランジ 4 への接続領域内のノッチ応力の発生を低減するために、その端部に連続的に減少する材料厚を有することができる。また、ストラップ 5 は、圧力及び / 又は温度を併用する加圧滅菌器内でフォーマセグメント 3 に接着結合されることが好ましいため、少なくともストラップ 5 の材料厚が高すぎることはなければ、ストラップ 5 は、加圧滅菌器内の接合工程中の曲げによって適合されることができる。

30

【0028】

ストラップ 5 が内側フランジ 4 から離れることを防ぐために、接続要素 10、11、とりわけ、リベット又はネジが、幾つかの領域に提供されている。

40

【0029】

図 2 は、本実施形態に係る構造要素の動作原理の略図である。

【0030】

構造要素 12 は、ストラップ 14 が接合層 15 によって表面全体に亘って接着結合される強化プロファイル 13 で形成されている。図 1 に示すストラップ 5 と同様に、ストラップ 14 もまた、層材料又は繊維金属積層体から形成される。力束 17 は、クラック 16 が干渉し、接合層 15 を介して強化プロファイル 13 からストラップ 14 内に誘導され、クラック 16 を越えて、ストラップ 14 によって構造要素 13 内に戻される。クラック 16 は、強化プロファイル 13 をまだ完全に貫通していない。その結果、ストラップ 14 は、

50

力束 17 のためのクラック 16 に対するブリッジとして作用し、それによって、クラック 16 の増加は、完全に停止されなくても、少なくとも緩やかになる。クラック 16 の両側の反対方向を示す 2 つの黒い小矢印は、両側においてクラック 16 に隣接する強化プロファイル 13 の部分におけるクラック 16 によって生じる動作傾向を示す。ストラップ 14 の材料厚 18 は、強化プロファイル 13 の材料厚 19 又は強化プロファイル 13 の内側フランジ 20 の約 0.5 倍～3 倍に相当することが好ましい。

【0031】

接合層 15 は、純粹接着層 21 と、少なくとも 2 つのプリプレグ層 22, 23 と、強化プロファイル 13 に直接接触する接着層 21 と、ストラップ 14 に接続されるより低いプリプレグ層 23 からなることが好ましい。接着層 21 は、例えば、繊維強化のないエポキシ樹脂から形成されるのに対して、2 つのプリプレグ層 22, 23 は、炭素繊維及び/又はガラス繊維で強化されたエポキシ樹脂から形成される。

10

【0032】

図 3 は、本実施形態に係る構造要素を提供するためのストラップの技術的形態を示す。

【0033】

層材料又は繊維金属積層体から形成される本実施形態に係るストラップ 24 が、その第一端部 25 にテーパ 26 を有するのに対して、反対方向の端部であるストラップ 24 の第二端部 27 は、平滑末端を有する。すなわち、ストラップ 24 の材料厚 28 は、第一端部 25、複数のステップを備えるテーパ 26 に向かって段階的に減少し、そのうちの一つのステップ 29 に参照符号が付され、残りの全てのステップを代表している。ステップ高さは、ストラップ 24 の層材料を形成するために使用されるプラスチック材料層及び金属層の各々の厚みに略相当している。

20

【0034】

図 4 は、強化プロファイルとして曲線状のフォーマセグメント 31 で形成され、ストラップ 24 の内側フランジ 32 に対して表面全体に亘って接着接合される構造要素 30 を示す。フォーマセグメント 31 は、略二重 T 型断面形状を有する。

【0035】

図 5 は、図 4 に示すストラップ 24 の 2 つの末端領域 V の詳細断面図である。ストラップ 24 は、交互に積み重ねられ、表面全体に亘って互いに接着接合される金属層及びプラスチック材料層で形成される層材料 33 又は繊維金属積層体から上述のストラップに従って形成される。金属層及びプラスチック材料層の中から、連続的により低い金属層 34 及び該金属層 34 上に位置するプラスチック材料層 35 に参照符号を付し、他の全ての層を代表している。プラスチック材料層の全ては、何れの場合でも、合成樹脂基体に埋め込まれたガラス繊維が同方向又は異なる方向に延出可能な 2 つの層（採番せず）から成る。

30

【0036】

原則的には、少なくとも曲線状のフォーマセグメント 31 の場合、プラスチック材料層を強化するために使用されるガラス繊維は、最大の機械的応力がこの空間的定位置に生じるため、その周方向に平行に延出する。一般的に、層材料中のガラス繊維は、力束を最適化するように配置される。

【0037】

2 つのプリプレグ層 37, 38 及び接着層 39 を構成する接合層 36 は、金属層 34 の下部に延出する。フォーマセグメント 31 の内側フランジ 32 は、接着層 39 の下部に配置される。

40

【0038】

2 つのプリプレグ層 37, 38 の両端（採番せず）間に、小さなオフセット 40 を有する、すなわち、プリプレグ層 37, 38 は、僅かに異なる長さを有する。このオフセット 40 は、プリプレグ層 37, 38 の端部が先細りされたままではなく、純粹な、すなわち、繊維強化されていない合成樹脂、又は接着層 39 を形成するために使用される合成樹脂で形成される末端部で終了するように、接着層 39 によって取り囲まれている。金属層 34 は、図面の概観を単に改善すべく、垂直方向に接合層 36 からオフセットして示されて

50

いるが、実際には、該接合層は、表面全体に亘って前記金属層に接着接合されている。さらなるプラスチック材料層 4 1 もまた、小さなオフセット 4 2 を有する。さらなる金属層 4 3 は、プラスチック材料層 4 1 に接着接合され、金属層は、接合工程中の加圧減菌圧の結果として、その端部（採番しない）において僅かに、水平位置から下方に僅かに湾曲しているか、又は曲線状をなしている。金属層 4 3 の下方に湾曲した端部は、小突出長 4 4 によって、オフセット 4 2 を含めて、プラスチック材料層 4 1 の端部を越えて突出している。小突出長 4 4 の直下及び金属層 4 3 の（末端）縁 4 6 に隣接して位置する領域 4 5 は、取囲みを形成するための合成樹脂材料で充填されている。この合成樹脂材料もまた、接合層 3 6 内部の接着層 3 9 のために使用されることが好ましい。このように金属層 4 3 及びプラスチック材料層 4 1 の縁を取り囲むことは、金属層 4 3 の縁 4 6 及びプラスチック材料層 4 1 の端部もまた合成樹脂材料に完全に埋め込まれており、途切れたり先細りしたままになっておらず、その結果、ストラップ 2 4 が内側フランジ 3 2 に最適に接合していることを意味する。その結果、有利なクラック開始挙動を有する「金属 金属結合」が、テーパ 2 6 の領域、及び、ストラップ 2 4 とフォーマ 3 1 との間の移行、並びに、ストラップ 2 4 の層材料又は繊維金属積層体内部において達成されている。

10

【0039】

図 6 は、3つの曲線からなるグラフである。アルミニウムフォーマにおける各々のクラックのミリメートル長を Y 軸上に表示され、全ての場合において考慮される構造要素に作用する負荷サイクル数が X 軸上に表示されている。構造要素は、同様に、強化プロファイルとして使用されるアルミニウムフォーマである。アルミニウムフォーマ中の機械的往応力は、3つの全ての曲線において同じである。

20

【0040】

説明のために、約 4 ミリメートル長の（開始）クラックを、試しに構造要素の強化プロファイル内に誘導し、クラックに作用する負荷サイクル数の関数として、その拡大を測定して算出した。

【0041】

鎖線 4 7 は、ストラップのないアルミニウムフォーマの場合におけるクラックの長さの（算出された）拡大を示し、点線 4 8 は、アルミニウムフォーマにリベット留めされるチタンストラップが使用される時に生じる（算出された）進行を示す。アルミニウムフォーマに接着接合されるストラップが、例えば、G l a r e（登録商標）等の層材料で形成される時に、実線によって示される（測定された）曲線 4 9 が生じる。本実施形態に従って使用される層材料で形成されるストラップを使用することによって、クラックの拡大又は増大が、大いに低減され、極めて多数の負荷サイクルが作用した場合でも、臨界値に到達しないことが明らかである。

30

【産業上の利用可能性】

【0042】

このように、層材料又は繊維金属積層体で形成された付加的に適用されるストラップを用いて本実施形態に従って形成される構造要素は、極めて高レベルの損傷許容性を達成し、胴体セル構造の高応力領域、例えば、高翼輸送機の胴体セルの中央部分において特に使用されるために有用である。

40

【符号の説明】

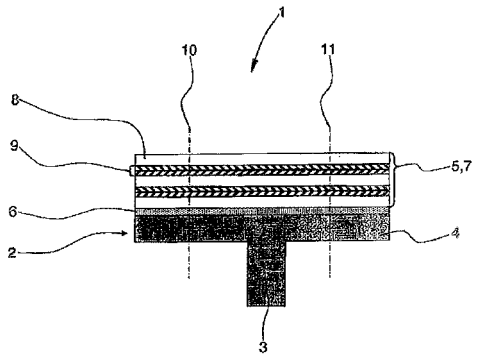
【0043】

- 1 構造要素
- 2 強化プロファイル
- 3 フォーマセグメント
- 4 内側フランジ（フォーマセグメント）
- 5 ストラップ
- 6 接合層
- 7 層材料（既製の繊維金属積層体）
- 8 金属層

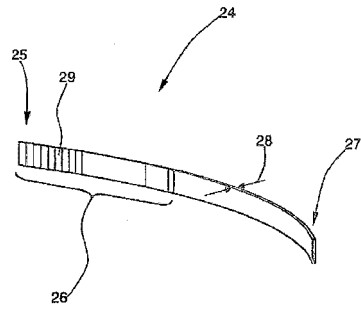
50

9	プラスチック材料層	
10	リベット	
11	リベット	
12	構造要素	
13	強化プロファイル	
14	ストラップ	
15	接合層	
16	クラック	
17	力束	
18	材料厚 (ストラップ)	10
19	材料厚 (強化プロファイル及びフランジ)	
20	フランジ (強化プロファイル)	
21	接着層	
22	プリプレグ層	
23	プリプレグ層	
24	ストラップ	
25	第一端部 (ストラップ)	
26	テーパ	
27	第二端部 (ストラップ)	
28	材料厚 (ストラップ)	20
29	ステップ	
30	構造要素	
31	フォーマセグメント	
32	内側フランジ	
33	層材料	
34	金属層	
35	プラスチック材料層	
36	接合層	
37	プリプレグ層	
38	プリプレグ層	30
39	接着層	
40	オフセット	
41	プラスチック材料層	
42	オフセット	
43	金属層	
44	突出長	
45	領域	
46	縁	
47	曲線 (ストラップのないアルミニウムフォーマ)	
48	曲線 (チタンストラップの付きのアルミニウムフォーマ)	40
49	曲線 (繊維金属積層体ストラップの付きのアルミニウムフォーマ)	

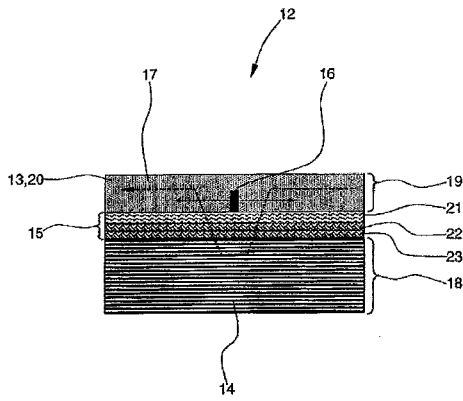
【 図 1 】



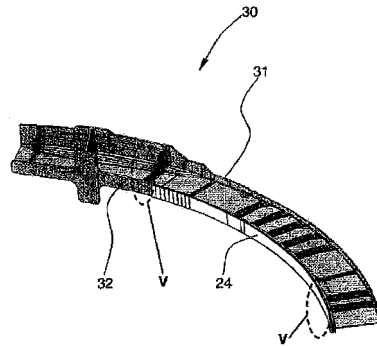
【 図 3 】



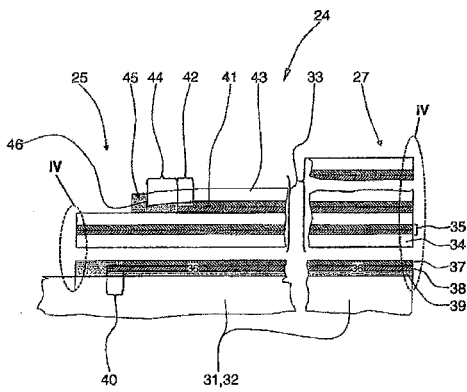
【 図 2 】



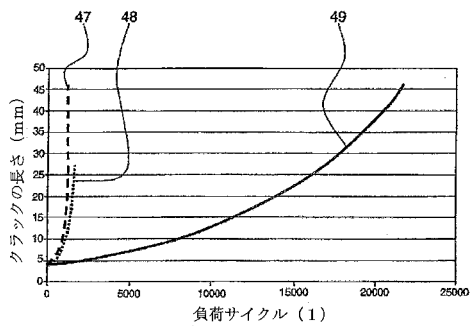
【 図 4 】



【 図 5 】



【 図 6 】



【手続補正書】

【提出日】平成22年5月3日(2010.5.3)

【手続補正1】

【補正対象書類名】特許請求の範囲

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項1】

航空機の胴体セルを強化するための構造要素(1, 12, 30)であって、金属材料から一体成形で形成される強化プロファイル(2, 13)を備え、該強化プロファイル(2, 13)は、少なくとも幾つかの領域にストラップ(5, 14, 24)を備え、該ストラップ(5, 14, 24)は、順に重ねて配置される複数の金属層(8, 34, 43)及びプラスチック材料層(9, 35, 41)を含む繊維金属積層体を備える層材料(7, 33)で形成され、該複数の金属層(8, 34, 43)及びプラスチック材料層(9, 35, 41)は、全ての場合において交互になっていることを特徴とする構造要素(1, 12, 30)。

【請求項2】

前記ストラップ(5, 14, 24)は、接合層(6, 15, 36)によって前記強化プロファイル(2, 13)に接着接合されていることを特徴とする請求項1に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項3】

前記ストラップ(5, 14, 24)は、少なくとも幾つかの領域において前記強化プロファイル(2, 13)にリベット留め及び/又はネジ留めされることを特徴とする請求項1又は請求項2に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項4】

前記金属層(8, 34, 43)は、アルミニウム合金で形成され、前記プラスチック材料層(9, 35, 41)は、ガラス繊維強化された熱硬化性プラスチック材料で形成されていることを特徴とする請求項1に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項5】

前記金属層(8, 34, 43)は、チタン合金で形成され、前記プラスチック材料層(9, 35, 41)は、炭素繊維強化された熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、エポキシ樹脂で形成されていることを特徴とする請求項1に記載の構造要素(1, 12, 30)。

。

【請求項6】

前記ストラップ(5, 14, 24)の材料厚(18)は、少なくとも前記ストラップ(5, 14, 24)の一端(25, 27)に向かって減少することを特徴とする請求項1乃至5の何れか一項に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項7】

前記接合層(6, 15, 36)は少なくとも一つの接着層(21, 39)及び少なくとも一つのプリプレグ層(22, 23, 37, 38)で形成されていることを特徴とする請求項1乃至6の何れか一項に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項8】

前記少なくとも一つの接着層(21, 39)は、熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、エポキシ樹脂で形成され、前記少なくとも一つのプリプレグ層(22, 23, 37, 38)は、繊維強化された熱硬化性プラスチック材料、とりわけ、ガラス繊維強化及び/又は炭素繊維強化されたエポキシ樹脂で形成されていることを特徴とする請求項7に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項9】

前記強化プロファイル(2, 13)は、フォーマセグメント(31)であり、前記スト

ラップ(24)は、前記フォーマセグメント(31)の内側フランジ(32)及び/又は外側フランジに、少なくとも幾つかの領域において接着接合されていることを特徴とする請求項1乃至8の何れか一項に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項10】

前記ストラップ(24)の前記プラスチック材料層(9, 35, 41)中のガラス繊維は、前記フォーマセグメント(31)の周方向に実質的に平行に延出することを特徴とする請求項9に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項11】

前記強化プロファイル(2, 13)は、支持体であり、前記ストラップ(5, 14, 24)は、前記支持体のフランジに、少なくとも幾つかの領域において接着接合されていることを特徴とする請求項1乃至8の何れか一項に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【請求項12】

前記ストラップ(5, 14, 24)の前記プラスチック材料層(9, 35, 41)中のガラス繊維は、力束の方向に実質的に延出することを特徴とする請求項11に記載の構造要素(1, 12, 30)。

【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2009/062979

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER INV. B64C1/12 B64C1/06		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) B64C		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 7 080 805 B2 (PRICHARD ALAN K [US] ET AL PRICHARD ALAN K [US] ET AL) 25 July 2006 (2006-07-25)	1-3, 7-10, 12
Y	column 1 - columns 31-62 column 4, line 36 - column 6, line 29 figure 4	4-6, 11, 13
Y	EP 1 495 858 A1 (AIRBUS GMBH [DE]) 12 January 2005 (2005-01-12) paragraphs [0002], [0005] - [0009], [0011] - [0014] figures 1-4	4-6, 11, 13
	----- -/--	
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> See patent family annex.		
* Special categories of cited documents : "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier document but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art. "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 3 March 2010		Date of mailing of the international search report 10/03/2010
Name and mailing address of the ISA/ European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Authorized officer Fernández Plaza, P

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2009/062979

(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	<p>WO 2008/033017 A1 (ALCOA INC [US]; ROEBROEKS GEERARDUS HUBERTUS J [NL]; GUNNINK JAN WILLE) 20 March 2008 (2008-03-20) page 6, line 29 - page 7, line 26 page 13, lines 6-19 page 15, lines 15-24 claims 1,2,8,9 figures 2,4</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1
A	<p>EP 1 291 279 A2 (AIRBUS GMBH [DE]) 12 March 2003 (2003-03-12) paragraphs [0001], [0003], [0004] column 2, lines 31-42 paragraphs [0006], [0010] figures 1-4</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2009/062979

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date	
US 7080805	B2	25-07-2006	US 2005247818 A1	10-11-2005
EP 1495858	A1	12-01-2005	BR P10402617 A	17-05-2005
			CA 2473346 A1	08-01-2005
			RU 2354557 C2	10-05-2009
			US 2005112348 A1	26-05-2005
WO 2008033017	A1	20-03-2008	CN 101522518 A	02-09-2009
			EP 2061697 A1	27-05-2009
			NL 2000232 C2	13-03-2008
EP 1291279	A2	12-03-2003	NONE	

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Internationales Aktenzeichen
PCT/EP2009/062979

C. (Fortsetzung) ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN		
Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
A	WO 2008/033017 A1 (ALCOA INC [US]; ROEBROEKS GEERARDUS HUBERTUS J [NL]; GUNNINK JAN WILLE) 20. März 2008 (2008-03-20) Seite 6, Zeile 29 - Seite 7, Zeile 26 Seite 13, Zeilen 6-19 Seite 15, Zeilen 15-24 Ansprüche 1,2,8,9 Abbildungen 2,4 -----	1
A	EP 1 291 279 A2 (AIRBUS GMBH [DE]) 12. März 2003 (2003-03-12) Absätze [0001], [0003], [0004] Spalte 2, Zeilen 31-42 Absätze [0006], [0010] Abbildungen 1-4 -----	1

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2009/062979

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung	
US 7080805	B2	25-07-2006	US 2005247818 A1	10-11-2005
EP 1495858	A1	12-01-2005	BR P10402617 A	17-05-2005
			CA 2473346 A1	08-01-2005
			RU 2354557 C2	10-05-2009
			US 2005112348 A1	26-05-2005
WO 2008033017	A1	20-03-2008	CN 101522518 A	02-09-2009
			EP 2061697 A1	27-05-2009
			NL 2000232 C2	13-03-2008
EP 1291279	A2	12-03-2003	KEINE	

フロントページの続き

(81) 指定国 AP(BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), EP(AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, SM, TR), OA(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG), AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW

(72) 発明者 オルロフ, ニコラウス

ドイツ連邦共和国 2 1 6 1 4 ブクステフーデ, ケラークーレ 1 4

(72) 発明者 ボイムラー, トーマス

ドイツ連邦共和国 2 1 6 3 5 ヨルク, フェルトシュトラッセ 1 4

(72) 発明者 ダヴェルショット, デルク

ドイツ連邦共和国 2 8 2 7 9 ブレーメン, シェーンランクシュトラッセ 7

(72) 発明者 プロッカー, マティス

ドイツ連邦共和国 2 8 2 1 5 ブレーメン, ハイリッヒ - ベル - シュトラッセ 1 0 5

F ターム(参考) 4F100 AB01A AB01C AB10A AB10C AB12A AB12C AB31A AB31C AD11B AD11D

AG00B AG00D AK01B AK01D AK53B AK53D BA04 BA08 BA10A BA10D

DG01B DG01D GB31 JB13B JB13D JK01 YY00

【要約の続き】

状のビームであり、それらは共に、高翼輸送機の中央及び高負荷の胴体部を補強するために特に使用されることができ。リブセグメント又は強化プロファイルの内側フランジ又は外側フランジの領域に形成するクラック(16)は、タブの効果によって架橋されるため、さらなる伝搬は、完全に防止されなくても、少なくとも大いに低減される。

【選択図】図2