

(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2012-520205

(P2012-520205A)

(43) 公表日 平成24年9月6日(2012.9.6)

(51) Int.Cl.		F 1	テーマコード (参考)
B 6 4 C 1/06	(2006.01)	B 6 4 C 1/06	4 F 1 0 0
B 3 2 B 5/12	(2006.01)	B 3 2 B 5/12	

審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 15 頁)

(21) 出願番号	特願2011-554087 (P2011-554087)	(71) 出願人	500520743 ザ・ボーイング・カンパニー The Boeing Company アメリカ合衆国、60606-1596 イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(86) (22) 出願日	平成22年3月4日 (2010.3.4)	(74) 代理人	100109726 弁理士 園田 吉隆
(85) 翻訳文提出日	平成23年10月7日 (2011.10.7)	(74) 代理人	100101199 弁理士 小林 義敦
(86) 国際出願番号	PCT/US2010/026229	(72) 発明者	ダン・ジャンボ, ユージン, エー. アメリカ合衆国 ワシントン 98012 , ボセル, 189番 プレース エス イー 3333
(87) 国際公開番号	W02010/104741		
(87) 国際公開日	平成22年9月16日 (2010.9.16)		
(31) 優先権主張番号	12/401, 541		
(32) 優先日	平成21年3月10日 (2009.3.10)		
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 準等方性ラミネート材を用いた複合構造

(57) 【要約】

複合ラミネート材は、ラミネート材に準等方性の性質を付与するファイバ配向シーケンスに構成された、一方向性のファイバ補強複合プライのスタックを含んでいる。

【選択図】 図 1

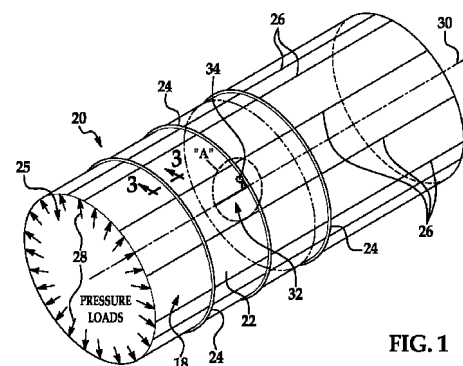


FIG. 1

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

亀裂を止める機能を有する複合構造であって、
第 1 の複合部材、及び

前記第 1 の複合部材に結合されて前記第 1 の複合部材により補強される第 2 の複合部材
であって、各々が一方向性の補強ファイバと一のファイバ配向とを有する複数の複合プ
ライを重ね合わせたスタックを含む第 2 の複合部材
を備えており、

前記スタック中の少なくとも一部の隣接し合うプライが、前記第 2 の複合部材の亀裂の
伝播を止めるのに十分に異なるポアソン比をそれぞれ有している、複合構造。

10

【請求項 2】

前記ポアソン比の差異が通常約 15 ~ 40 % である、請求項 1 に記載の複合構造。

【請求項 3】

前記少なくとも一部の隣接し合うプライのファイバ配向が約 45 ° である、請求項 1 に
記載の複合構造。

【請求項 4】

前記第 1 の複合部材が航空機のフレームであり、且つ

前記第 2 の複合部材が前記フレームを覆う胴体外板である、
請求項 1 に記載の複合構造。

20

【請求項 5】

亀裂を止める機能を有する複合材料からなる機体を構築する方法であって、

複合材料からなるフレーム部材を作製すること、

複合外板を作製することであって、一方向性のファイバ補強複合プライのスタックを、
外板に準等方性の特性を付与するプライ配向シーケンスで積み上げることを含むこと、及
び

前記外板に前記フレーム部材を結合すること
を含む方法。

【請求項 6】

前記プライのスタックを積み上げることが、隣接し合うプライのファイバ配向が少なく
とも約 45 ° 相違するように、隣接し合うプライの向きを合わせることを含む、請求項 5
に記載の方法。

30

【請求項 7】

外板が準等方性の特性を示すように、前記スタック中における隣接し合うプライ間のポ
アソン比の不一致レベルを決定すること
を更に含む、請求項 5 に記載の方法。

【請求項 8】

前記決定されたポアソン比の不一致レベルを達成するプライ配向シーケンスを選択する
こと
を更に含む、請求項 7 に記載の方法。

40

【請求項 9】

前記外板に前記フレーム部材を結合することが、前記外板に前記フレーム部材を接着す
ることを含む、請求項 5 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本発明は、概して複合構造に関するものであり、具体的には、特にユニット化された複
合機体において、亀裂の伝播を止めるために有用な準等方性の特性を示すファイバ補強複
合ラミネート材を扱っている。

【背景技術】**【0002】**

50

航空機の機体は、一般に、アルミニウム又はチタンといった種々の金属、又は金属と複合材料との組み合わせから作製されている。金属製の機体の利点は、金属が実質的に等方性であり、そのために全方向でほぼ同じ引張り応力といった特性を示すことである。

【 0 0 0 3 】

機体を構築するために軽量で強度の高い複合コンポーネントを使用する傾向により、複数の新たな問題が生じている。これらの問題の一つは、一方向性のファイバによって補強された複合ラミネート材の異方性の性質に起因している。ファイバの引張り強さにより、これらのラミネート材は、ファイバを横切る方向よりファイバの方向に強い。したがって、異方性の複合ラミネート材は、金属のような等方性材料とは異なる方式で負荷を伝達させる。

10

【 0 0 0 4 】

ファイバ補強ラミネート材の異方性の性質により、このようなラミネート材の亀裂及び／又は剥離は、ファイバ方向に伝播する傾向がある。胴体外板の場合、限定しないが、例えば、ラミネート材の亀裂及び／又は剥離は、止まらない限り、又は止まるまで、縦方向に伝播する。ユニット化されて、すべての複合材料が接着された機体では、フレーム及び補強材のような複合補強部材に複合外板を結合するためにメカニカルファスナーに頼っておらず、亀裂及び／又は剥離を止めることが特に重要である。

【 発明の概要 】

【 発明が解決しようとする課題 】

【 0 0 0 5 】

20

したがって、少なくとも準等方性の特性を示す複合ラミネート材が必要とされている。このようなラミネート材は、ラミネート材に生じた亀裂及び／又は剥離の伝播を止める及び／又は伝播の方向を変えるために、機体に有利に採用されうる。

【 課題を解決するための手段 】

【 0 0 0 6 】

開示される実施形態は、一方向性のファイバによって補強されており、且つ準等方性の特性を示す複合ラミネート材を提供する。開示されるラミネート材の準等方性の性質は、成層の間にプライの配向を積み重ねるシーケンスにより獲得される。隣接し合うプライ又はプライの組の配向は、隣接するプライのポアソン比に所望の量の不一致をもたらすように選択される。例えば、一実施形態では、隣接し合うプライ間のポアソン比の差異又は不一致は、約 15 ~ 40 % である。隣接し合うプライのポアソン比の不一致によりラミネート材に準等方性の性質が生じる結果として、亀裂及び／又は剥離の方向を変えること、又は曲げることにより、亀裂／剥離を止めることができる。亀裂／剥離の伝播経路の方向を変えることにより、機体の接着継手まで亀裂／剥離が進行することを回避できる。

30

【 0 0 0 7 】

開示される一実施形態によれば、複合ラミネート材が提供される。このラミネート材は、一方向性のファイバ補強複合プライを含んでいる。これらのプライは、ラミネート材に準等方性の特性を付与するファイバ配向シーケンスに構成される。スタック中で隣接し合うプライは、異なるファイバ配向と、約 15 ~ 40 % だけ互いに異なるポアソン比とを有している。

40

【 0 0 0 8 】

開示される別の実施形態によれば、亀裂を止めることができる複合構造が提供される。この複合構造は、第 1 の複合部材と、第 1 の複合部材に結合されて第 1 の複合部材により補強された第 2 の複合部材とを含んでいる。第 2 の複合部材は、それぞれが一方向性の補強ファイバと一のファイバ配向を有する複数の複合プライを重ねたスタックを含んでいる。スタック中の少なくとも一部の隣接し合うプライのポアソン比は、第 2 の複合部材の亀裂の伝播を止めるのに十分な量だけ異なっている。

【 0 0 0 9 】

更なる実施形態によれば、複合材料からなる機体が提供される。この機体は、少なくとも一つの補強材と、補強材に結合される外板とを含んでいる。外板は、一方向性のファイ

50

ファイバ補強複合材料からなるプライのスタックを含んでおり、これらのプライの各々は一のファイバ配向を有している。プライは、補強材に接近する外板内の亀裂の伝播を変える一のファイバ配向シーケンスに積み重ねられている。補強材は複合ラミネート材とすることができ、外板は接着により補強材に結合することができる。

【0010】

開示される一の方法の実施形態によれば、亀裂を止めることができる、複合材料からなる機体が構築される。複合材料からなるフレーム部材及び複合外板が作製される。外板は、一方向性のファイバ補強プライのスタックを、外板に準等方性の特性を付与するプライ配向シーケンスに積み上げるにより作製される。この方法は、更に、フレーム部材を外板に結合することを含む。

10

【0011】

開示される実施形態は、特に利用されるすべての複合機体において、亀裂の伝播を止めるのに有用な準等方性の特性を有する複合ラミネート材に対する需要を満たす。

【0012】

1. ラミネート材に準等方性の特性を付与するファイバ配向シーケンスに配置された一方向性のファイバ補強複合プライからなるスタックを備える複合ラミネート材。

【0013】

2. スタック中において隣接し合うプライが、異なるファイバ配向と、通常互いに約15〜40%だけ異なるポアソン比とを有している、請求項1に記載の複合ラミネート材。

20

【0014】

3. 隣接し合うプライが、互いに少なくとも約45°異なるファイバ配向を有する第1組及び第2組のプラを含んでいる、請求項1に記載の複合ラミネート材。

【0015】

4. 亀裂を止めることができる複合構造であって、
第1の複合部材、及び

第1の複合部材に結合されて、第1の複合部材により補強された第2の複合部材であって、各々が一方向性の補強ファイバと一のファイバ配向とを有する複数の複合プライが積み重なったスタックを含んでいる第2の複合部材を備え、

30

スタック中の少なくとも一部の隣接し合うプライが、第2の複合部材中の亀裂の伝播を止めるのに十分な量だけ異なるポアソン比をそれぞれ有している、
複合構造。

【0016】

5. ポアソン比の差異が通常約15〜40%である、請求項4に記載の複合構造。

【0017】

6. 少なくとも一部の隣接し合うプライのファイバ配向が約45°である、請求項4に記載の複合構造。

【0018】

7. 第1の複合部材が航空機のフレームであり、且つ
第2の複合部材が、フレームを覆う胴体外板である、
請求項4に記載の複合構造。

40

【0019】

8. 複合材料からなる機体であって、
少なくとも一の補強材、及び

補強材に結合された外板であって、各々が一のファイバ配向を有し、一方向性のファイバ補強複合材料からなる複数のプライのスタックを含む外板を備え、

複数のプライが、補強材に接近する外板中の亀裂の伝播経路を変更するファイバ配向シーケンスに積み重ねられている、

50

複合材料からなる機体。

【0020】

9. 補強材が複合ラミネート材であり、
外板が接着により補強材に結合されている、
請求項8に記載の複合材料からなる機体。

【0021】

10. スタック中の少なくとも一部の隣接し合うプライのファイバ配向が、互いに少なくとも約45°異なっている、請求項8に記載の複合材料からなる機体。

【0022】

11. スタック中の少なくとも一部の隣接し合うプライが、通常約15~40%だけ互いに異なるポアソン比を有している、請求項8に記載の複合材料からなる機体。

【0023】

12. 亀裂を止めることができる、複合材料からなる機体を構築する方法であって、
複合材料からなるフレーム部材を作製すること、
複合外板を作製することであって、一方向性のファイバ強化複合プライのスタックを、
外板に準等方性の特性を付与するプライ配向シーケンスに積み上げることを含むこと、及び

フレーム部材を外板に結合すること
を含む方法。

【0024】

13. プライのスタックを積み上げることが、隣接し合うプライのファイバ配向が少なくとも約45°異なるように隣接し合うプライの向きを合わせることを含む、請求項12に記載の方法。

【0025】

14. 外板が準等方性の特性を示すようになる、スタック中において隣接し合うプライ間のポアソン比の不一致レベルを決定すること
を更に含む、請求項12に記載の方法。

【0026】

15. 決定されたポアソン比の不一致レベルを達成するようなプライ配向シーケンスを選択すること
を更に含む、請求項14に記載の方法。

【0027】

16. 外板にフレーム部材を結合することが、外板にフレーム部材を接着することを含む、請求項12に記載の方法。

【0028】

17. 航空機の、ユニット化された複合材料からなる機体であって、
各々がファイバ強化複合ラミネート材から形成された、複合材料からなる複数のバレル状フレーム部材、及び

フレーム部材に接着される複合外板であって、一方向性のファイバ補強ポリマーからなる重ね合わせた複数のプライを含み、これらのプライが、各々が一の共通するファイバ配向を有する複数の組に構成されており、隣接し合う組のファイバ配向が少なくとも約45°異なっており、隣接し合うプライの組のポアソン比の不一致が通常約15~40%である、複合外板
を備える機体。

【0029】

18. 亀裂を止めることができる、複合材料からなる機体の構築方法であって、
複数の複合材料からなるフレーム部材を作製すること、
複合外板を作製することであって、
外板中の亀裂を止める助けとなるのに必要な、隣接し合うプライ間のポアソン比の不一致レベルを決定することと、

10

20

30

40

50

一方向性のファイバ補強複合プライからなるプライのスタックを、決定されたポアソン比の不一致レベルを達成する配向に積み上げることと

を含むこと、並びに

外板にフレーム部材を接着すること

を含む方法。

【図面の簡単な説明】

【0030】

【図1】図1は、準等方性のラミネート材を使用した、すべて複合材料からなるユニット化された機体の斜視図である。

【図2】図2は、図1の「A」で示す領域を示す。

【図3】図3は、図1の線3-3に沿った断面図である。

【図4】図4は、図3の「B」で示す領域を示す。

【図5】図5は、図2の線5-5に沿った透過断面図である。

【図6】図6は、亀裂の方向を変更したことにより外板のフラッピングが生じている様子を示す。

【図7】図7は、四組の複合プライの斜視図であり、結果として得られるラミネート材に準等方性の特性を付与する典型的な成層積み重ねシーケンスを示している。

【図8】図8は、隣接し合うプライのファイバ配向角度の差異の変化に伴う、隣接し合うプライ間のポアソン比の差異を示すグラフである。

【図9】図9は、準等方性の特性を示すラミネート材を用いた複合構造の作製方法の工程を示すフロー図である。

【図10】図10は、航空機の製造及び整備方法のフロー図である。

【図11】図11は、航空機のブロック図である。

【発明を実施するための形態】

【0031】

図1及び図2に示すように、開示された実施形態は、概して、限定しないが、例えば航空機（図示しない）の機体20のコンポーネントを作製するために使用できる準等方性の複合ラミネート材18に関している。機体20は、限定しないが、概ね円形のフレーム部材24に結合されて、縦方向の補強材26により補強される外側の複合外板22を含むことができる。フレーム部材24は、機体20の縦軸30に沿って間隔を空けて配置され、円周方向に外板22を補強する。補強材26は、時に縦通材と呼ばれ、機体20の円周上に間隔を空けて配置され、縦方向の外板22を含む機体20を強化する機能を有する。機体20の内部25は加圧されて、外板22に対し、矢印28に示されるような外側に向かう放射方向の力を生じさせる。

【0032】

図3に示すように、図示される実施例では、各フレーム部材24は、一の部品、即ち、炭素繊維エポキシのような複合ラミネート材から作製される単体構造である。フレーム部材24は、それぞれウェブ40に接続する内側及び外側のフランジ42、44を含んでいる。図示のフレーム部材24は複合材料から形成されているが、フレーム部材24は、限定しないが、アルミニウムのような金属を含む他の材料から形成されてもよい。更に、図示しないが、フレーム部材24は、限定しないが、例えば、フレームコンポーネント（図示しない）、せん断クリップ（図示しない）、及び破断ストラップ（図示しない）を含む複数の部品を含んでもよい。複合フレーム24の外側のフランジ44は、外板22に接着することができる。同様に、縦通材26も外板22に接着することができ、この結果、ほぼすべての複合材料が接着された、強靱且つ軽量の、ユニット化された機体20が得られる。

【0033】

図3及び図4に示すように、準等方性の複合ラミネート材18によって形成された外板22は、炭素繊維エポキシのような一方向性のファイバ補強ポリマーを含むプライ46の組48、50、52を含むことができる。プライの組48、50、52の各々において、

10

20

30

40

50

プライ 4 6 はすべて同じファイバ配向を有している。例示的な一実施形態では、プライの組 4 8 は、機体 2 0 の縦軸 3 0 (図 1) にほぼ沿った 0 ° の配向を有する 4 4 個のプライ 4 6 を含み、プライの組 5 0 は、+ 4 5 ° の配向を有する 4 4 個のプライ 4 6 を含み、プライの組 5 2 は、9 0 ° の配向を有する 1 6 個のプライ 4 6 を含んでいる。

【 0 0 3 4 】

ラミネート材 1 8 を形成するプライ 4 6 の数と、それらの配向とは、限定しないが、特定の用途を含む種々の要因に応じて変化する。しかしながら、後述で更に詳細に説明するように、プライ配向の積み上げシーケンスは、ラミネート材 1 8 が準等方性の特性を示すように選択される。「等方性」という用語は、材料の特性が全方向にほぼ同じであることを意味する。対照的に、「異方性」とは、材料特性 (例えば強度) が、印加される荷重の方向に依存していることを意味する。一方向性のファイバによって補強された個々のプライ 4 6 は、ファイバの長さに沿ったプライの引張り応力が、ファイバの方向を横切る方向の引張り応力より大きいという意味で、ほぼ等方性である。個々のプライ 4 6 の等方性の性質とは対照的に、ラミネート材 1 8 の縦方向の引張り応力と横方向の引張り応力との差異は、特定のプライ配向での積み重ねシーケンスを用いて大きく低減される。選択された積み重ねシーケンスにより、ラミネート材 1 8 の異方性は減少して等方性に近づき、本明細書で「準等方性」と呼ばれる状態となる。

【 0 0 3 5 】

複合ラミネート材 1 8 の準等方性の性質は、ラミネート材 1 8 の亀裂の取扱いにおいて有利である。説明を簡単にするために、本明細書において使用される「亀裂」という用語は、設計許容度を越えた、大きさの点で成長又は伝播しうるラミネート材 1 8 の様々な不整合性を含み、それには、限定されないが、プライ 4 6 の分離、及び複数のプライ 4 6 にまたがる亀裂が含まれる。

【 0 0 3 6 】

亀裂の取扱いには、亀裂を止めてその伝播が連続することを防止すること、及び / 又は亀裂の伝播を誘導又は方向転換することを含む複数の技術のうちのいずれかが含まれる。亀裂は、外板 2 2 の構造的整合性を実質的に維持する応力エネルギーの解放が最終的に停止又は制御される方向へ方向転換することができる。例えば、図 1 、 2 、及び 5 に示すように、ラミネート材 1 8 の亀裂 3 2 は、様々な理由のいずれかにより外板 2 2 の特定の地点 3 6 において開始し、矢印 3 5 の方向に沿って、フレーム部材 2 4 の一つに向かって縦方向に伝播する。個々のプライ 4 6 が概ね等方性の性質を有することにより、亀裂 3 2 は、概ね縦方向に、フレーム部材 2 4 に向かって、且つフレーム部材 2 4 の上に、伝播し続ける傾向を有している。しかしながら、複合ラミネート材 1 8 の準等方性の性質により、亀裂 3 2 は、フレーム部材 2 4 に接近すると、矢印 3 5 によって示されるように、方向転換又は偏向し、円周方向に沿って伝播して最終的に 3 4 の地点で止まる。

【 0 0 3 7 】

亀裂 3 2 の伝播を生じさせる応力の強度は、亀裂 3 2 の先端 (図示しない) がフレーム部材 2 4 に接近するにつれて減少する。このような応力強さの減少は、荷重の一部が外板 2 2 からフレーム部材 2 4 に移ったことによるものである。概ね破断である応力強さのこのような減少と、フレーム部材 2 4 の存在による円周方向における応力の低下とが組み合わせることにより、亀裂は曲がって縦方向から円周方向へとその方向を変える。

【 0 0 3 8 】

亀裂の伝播が更に重大である場合、亀裂 3 2 が方向転換して 3 5 によって示されるように円周方向に進行した後では、亀裂 3 2 に作用する応力は、破断モード 4 9 (図 5) というよりは実質的に開モード又は引っ張りモード (図 5) であり、最終的に、図 6 に示されるような「フラッピング」と呼ばれる現象を生じる。フラッピングは、亀裂 3 2 が複数のプライ 4 6 を上方に貫通して外板 2 2 の外側表面 3 8 に達したものであり、外板 2 2 からプライを部分的に引き剥がし、一又は複数のフラップ 3 4 を形成する。外板 2 2 のフラッピングは、亀裂 3 2 を伝播させる残余応力を無くすることにより、亀裂 3 2 がそれ以上進展することを止める。場合によって、亀裂 3 2 を伝播させる応力が特に高いところでは、外

10

20

30

40

50

側表面 3 8 と内側表面 3 8 a の両方 (図 3 及び 5) にフラッピングが生じ、その結果外板 2 2 に開口 (図示しない) が生じて機体 2 0 内部の加圧スペースの徐圧を制御下で行うことが可能になる。

【 0 0 3 9 】

上述のような様々な亀裂停止技術の使用を容易にするラミネート材 1 8 の準等方性の性質は、一のプライ配向による積み重ねシーケンスを使用することにより可能となり、これに関してここで図 7 を参照する。ラミネート材 1 8 は、同様の配向を有する一又は複数のプライ 4 6 を含むプライの各組 6 0、6 2、6 4、6 6 に典型的に構成されたプライのスタック 5 8 を積み上げるにより形成される。図 7 では、参照番号 6 8 で示されるプライの配向は、プライ 4 6 中の一方向性の補強ファイバの配向と一致している。図示される実施例では、プライの組 6 6 は、機体 2 0 の二次元座標系 9 4 において 9 0 ° の配向を有しており、この座標系の x 軸は機体 2 0 の縦軸 3 0 (図 1) と一致している。プライの組 6 4 は 0 ° の配向 6 8 を有している。プライの組 6 0 及び 6 2 は、それぞれ + 4 5 ° 及び - 4 5 ° の配向 6 8 を有している。プライの組 6 0、6 2、6 4、6 6 のプライの配向及び積み重ねシーケンスは、プライの組 6 0、6 2、6 4、6 6 の隣接し合う組のポアソン比に、選択された不一致レベルが得られるように選択されている。例えば、限定しないが、プライの組 6 0 のポアソン比は、プライの組 6 2 のポアソン比と、少なくとも、二つの比の不一致に相当する事前に選択された値だけ異なっていてよい。

【 0 0 4 0 】

ポアソン比は、相対的な引張りによる歪み、又は印加される荷重の方向である軸方向の歪みに対する、相対的な収縮による歪み、又は印加される荷重に対して垂直な横方向の歪みの比である。ポアソン比は、

$$= - \frac{\epsilon_t}{\epsilon_l}$$

と表わすことができ、ここで

ϵ = ポアソン比

ϵ_t = 横方向の歪み

ϵ_l = 縦方向又は軸方向の歪み

であり、歪みは

$$= \frac{\Delta L}{L}$$

ΔL = 長さの変化

L = 最初の長さ

である。

【 0 0 4 1 】

図示の用途では、縦方向又は軸方向の歪みは、図 7 に示される x 軸に平行な方向において測定され、横方向の歪みは y 軸に相当する方向において測定される。

【 0 0 4 2 】

複合ラミネート材 1 8 に準等方性の特性を付与するために必要なポアソン比の不一致の度合いは、限定しないが、プライ 4 6 に使用される材料、スタック 5 8 に含まれるプライ 4 6 の数、及びラミネート材 1 8 が使用される特定の用途に大きく左右される。通常、異なる配向を有する隣接し合うプライ間のポアソン比の不一致の量は、亀裂の方向転換のような、亀裂の伝播を止めるために選ばれた機構を援用するのに有効な最小値より大きくなってはならない。このような最小値を超えるポアソン比の不一致は、亀裂の停止を更に助けることはできず、及び / 又はプライ 4 6 間の層内強度を、最小仕様要件を下回るまで低下せしめる。上述の機体 2 0 の複合外板 2 2 の場合、隣接し合うプライ 4 6 又はプライの組 6 0、6 2、6 4、6 6 のポアソン比の不一致が概ね約 1 5 ~ 4 0 % である場合に、適切な亀裂の方向転換 / 停止が達成される。

【 0 0 4 3 】

次に図 8 を参照する。図 8 は、二つの隣接し合うプライ 4 6 又は二つのプライ 4 6 の組の配向の角度差 θ とポアソン比 ν_{xy} との関係を表わす典型的な炭素繊維ラミネート材の曲線 7 0 を示しており、この場合、一の組に含まれるすべてのプライ 4 6 の配向は同一で

ある。ポアソン比 $V_{x,y}$ は、図 5 及び図 7 に示される $x - y$ 座標系 5 4 において測定された比である。図 8 に示される曲線 7 0 は、典型的な一の炭素繊維複合材料について作成されたものである。

【 0 0 4 4 】

図 9 は、上述の種類の準等方性複合ラミネート材 1 8 を使用した複合構造の作製方法の工程を示している。ステップ 7 4 に示すように、隣接し合うプライ又は隣接し合うプライの組間のポアソン比の不一致のレベルを決定することから開始される一連のステップ 7 2 によって、ラミネート加工された外板 2 2 のような第 1 の複合部材が形成される。ステップ 7 6 において、成層に使用される特定のプライ配向が、ステップ 7 4 で決定された不一致レベルに部分的に基づいて選択される。次に、ステップ 7 8 において、ステップ 7 4 で決定された所望の不一致量を達成するプライ配向積み重ねシーケンスが選択される。次にステップ 8 0 では、選択された積み重ねシーケンスでプライ 4 6 が積み上げられた後、ステップ 8 2 において成層が圧密化及び硬化される。作製された第 1 の複合部材は、ステップ 8 4 において、接着により第 2 の複合部材に結合される。

10

20

30

【 0 0 4 5 】

本発明の実施形態は、例えば、航空宇宙、船舶、及び自動車の分野を含む特に輸送産業において、種々の潜在的な分野に用途を見出すことができる。したがって、次に図 1 0 及び 1 1 に示すように、本発明の実施形態を、図 1 0 に示される航空機の製造及び整備方法 9 0、及び図 1 1 に示される航空機 9 2 に関して使用することが可能である。製造前の段階では、例示的な方法 9 0 は、航空機 9 2 の仕様及び設計 9 4 と、材料調達 9 6 とを含みうる。開示された準等方性ラミネート材は、航空機 9 2 の仕様及び設計 9 4 の一部として仕様決定及び設計され、調達プロセス 9 6 の一部として調達されうる。製造段階では、航空機 9 2 のコンポーネント及びサブアセンブリの製造 9 8 と、システムインテグレーション 1 0 0 とが行われる。本明細書に開示される準等方性のラミネート材は、ステップ 9 8 の間に種々のコンポーネント及びサブアセンブリを製造するために使用することができ、次いでシステムインテグレーションステップ 1 0 0 の間に統合することができる。その後、航空機 9 2 は認可及び納品 1 0 2 を経て就航 1 0 4 される。準等方性ラミネート材は、航空機 1 0 2 の認可を得るため、及び / 又は納品要件を満たすために使用されうる。顧客により就航される間に、航空機 9 2 は定期的なメンテナンス及び整備 1 0 6 (改造、再構成、改修なども含む) を受ける。準等方性ラミネート材は、航空機 9 2 が就航 1 0 4 されている間に、航空機 9 2 の領域を補修するために使用することができる。

【 0 0 4 6 】

方法 9 0 の各プロセスは、システムインテグレーター、第三者、及び / 又はオペレーター (例えば顧客) によって実施又は実行されうる。本明細書の目的のために、システムインテグレーターは、限定しないが、任意の数の航空機製造者、及び主要なシステム下請業者を含むことができ、第三者は、限定しないが、任意の数のベンダー、下請業者、及び供給業者を含むことができ、オペレーターは、航空会社、リース会社、軍事団体、サービス機関などでありうる。

【 0 0 4 7 】

図 1 1 に示されるように、例示的な方法 9 0 によって製造された航空機 9 2 は、複数のシステム 1 1 0 及び内装 1 1 2 を有する機体 1 0 8 を含むことができる。準等方性ラミネート材は、機体 1 0 8 の種々のコンポーネントに使用することができる。高レベルのシステム 1 1 0 の例には、推進システム 1 1 4、電気システム 1 1 6、油圧システム 1 1 8、及び環境システム 1 2 0 のうちの一又は複数が含まれる。任意の数の他のシステムが含まれてもよい。航空宇宙産業の例を示したが、本発明の原理は、船舶及び自動車産業のような他の産業にも適用可能である。

40

【 0 0 4 8 】

本明細書に具現化されたシステム及び方法は、製造及び整備方法 9 0 の一又は複数の任意の段階で採用することができる。例えば、製造プロセス 9 0 に対応するコンポーネント又はサブアセンブリは、航空機 9 2 が就航中に製造されるコンポーネント又はサブアセン

50

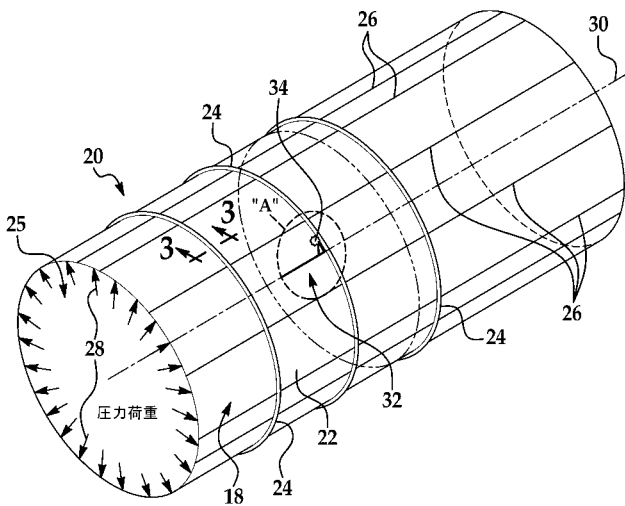
ブリと同様の方法で作製又は製造することができる。また、一又は複数の装置の実施形態、方法の実施形態、又はそれらの組み合わせは、例えば、航空機 9 2 の組立てを実質的に効率化するか、又は航空機 9 2 のコストを削減することにより、製造段階 9 8 及び 1 0 0 の間に利用することができる。同様に、装置の実施形態、方法の実施形態、又はそれらの組み合わせのうちの一又は複数を、航空機 9 2 の就航中に、限定しないが、例えばメンテナンス及び整備 1 0 6 に利用することができる。

【 0 0 4 9 】

本発明の実施形態を、特定の例示的な実施形態に関連させて説明したが、これらの特定の実施形態は説明を目的としているのであって、限定を目的としているのではなく、当業者であれば他の変形例が想起可能であろう。

10

【 図 1 】



【 図 2 】

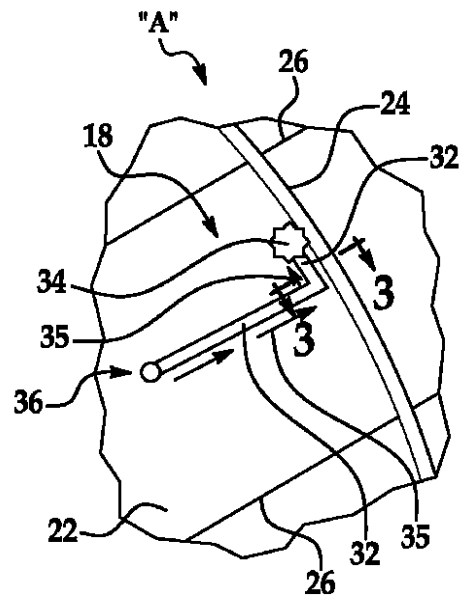


FIG. 2

【図 3】

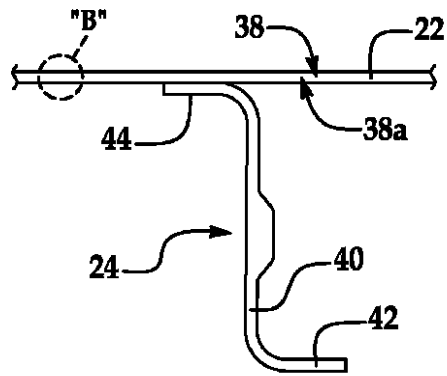


FIG. 3

【図 4】

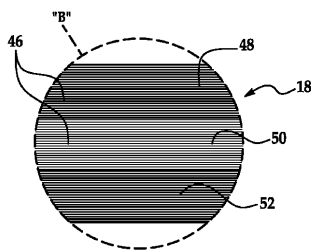


FIG. 4

【図 7】

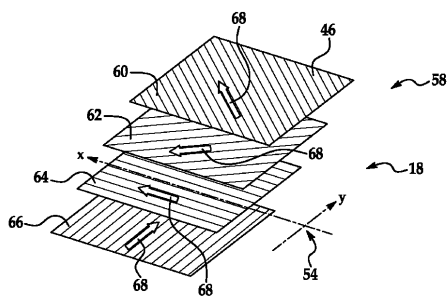


FIG. 7

【図 8】

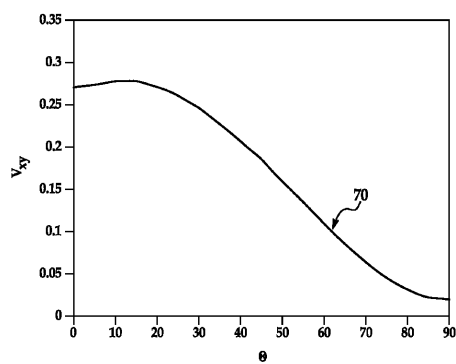


FIG. 8

【図 5】

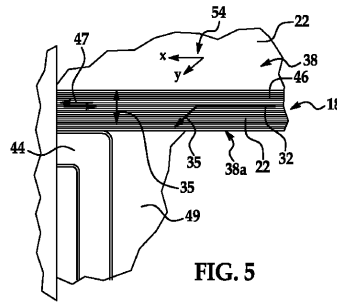


FIG. 5

【図 6】

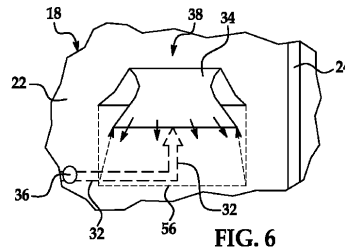
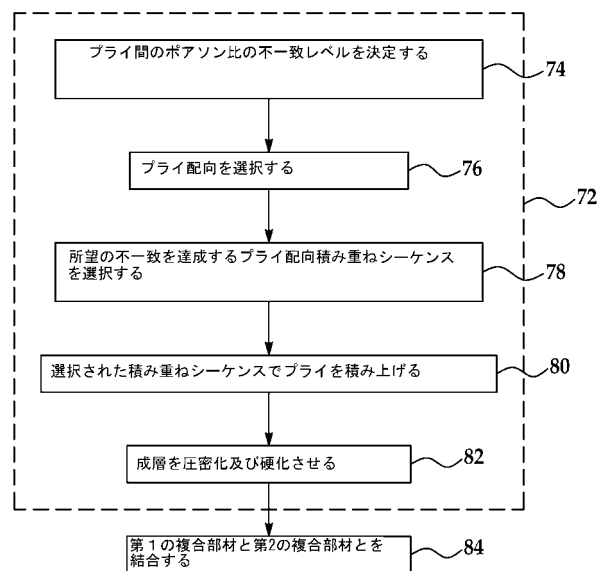
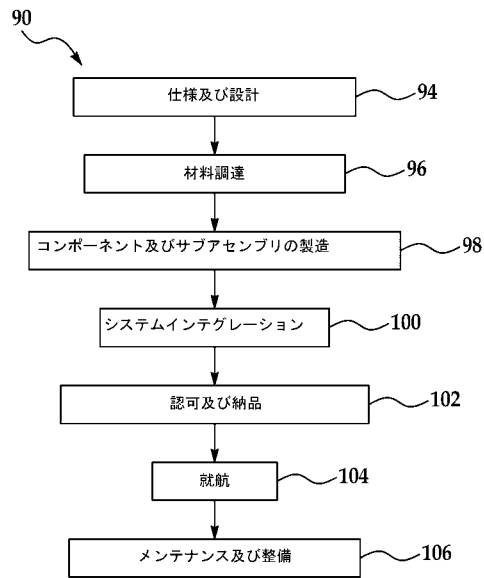


FIG. 6

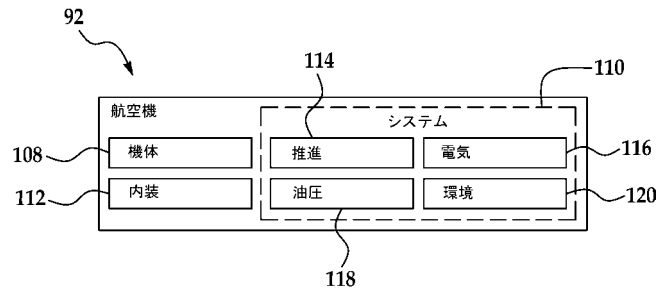
【図 9】



【図 10】



【図 11】



【国際調査報告】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/US2010/026229

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER INV. B32B5/12 B64C1/12 ADD. B32B5/26 B32B5/28 B32B27/04 B29C70/20		
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) B29C B32B 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 3 995 080 A (COGBURN JIMMIE W ET AL) 30 November 1976 (1976-11-30) abstract column 5, line 48 - column 7, line 54	1,4,5,9
X	US 2006/060705 A1 (STULC JEFFREY F [US] ET AL) 23 March 2006 (2006-03-23) abstract paragraphs [0015] - [0020] paragraph [0024]	1,3-6,9
X	US 2006/243860 A1 (KISMARTON MAX U [US]) 2 November 2006 (2006-11-02) abstract paragraphs [0015] - [0022] paragraphs [0025] - [0026]	1,3 4-6,9
<input 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. "G" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 12 May 2010		Date of mailing of the international search report 21/05/2010
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 Lichau, Holger

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/US2010/026229

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 3995080	A	30-11-1976	NONE	
US 2006060705	A1	23-03-2006	CA 2583535 A1 EP 1794050 A2 JP 2008514484 T US 2008111026 A1 WO 2007001365 A2	04-01-2007 13-06-2007 08-05-2008 15-05-2008 04-01-2007
US 2006243860	A1	02-11-2006	CA 2601827 A1 EP 1893479 A2 WO 2006118691 A2	09-11-2006 05-03-2008 09-11-2006

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, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW

(72)発明者 ケラー, ラッセル, エル.

アメリカ合衆国 ワシントン 98038, メイプル ヴァレー, 217番 アヴェニュー
エスイー 22213

(72)発明者 ウェスターマン, エヴェレット, エー.

アメリカ合衆国 ワシントン 98092, オーバーン, エスイー 326番 ストリート
11018

Fターム(参考) 4F100 AR00A BA02 BA07 DG06B DH02B GB31 JA20B JL01