

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5319538号
(P5319538)

(45) 発行日 平成25年10月16日(2013.10.16)

(24) 登録日 平成25年7月19日(2013.7.19)

(51) Int.Cl.

B64C 3/20 (2006.01)

F 1

B 64 C 3/20

請求項の数 4 (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2009-534567 (P2009-534567)
 (86) (22) 出願日 平成19年7月18日 (2007.7.18)
 (65) 公表番号 特表2010-507530 (P2010-507530A)
 (43) 公表日 平成22年3月11日 (2010.3.11)
 (86) 國際出願番号 PCT/US2007/016377
 (87) 國際公開番号 WO2008/105806
 (87) 國際公開日 平成20年9月4日 (2008.9.4)
 審査請求日 平成22年6月30日 (2010.6.30)
 (31) 優先権主張番号 11/553,017
 (32) 優先日 平成18年10月26日 (2006.10.26)
 (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、60606-1596
 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 100109726
 弁理士 園田 吉隆
 (74) 代理人 100101199
 弁理士 小林 義教
 (72) 発明者 アッカーマン、ジェームズ・エフ
 アメリカ合衆国、98072 ワシントン州、ウッジンビル、ノース・イースト・トゥーハンドレッドアンドフィフス・ストリート、17835

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】翼パネル構造

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空宇宙機のための翼パネル構造であって、
前記翼パネル構造の第1の部分と、
前記翼パネル構造の第2の部分と、
材料の多数のプライを含み、所定の厚さを有し、前記第1の部分と第2の部分の両方に
またがって延在する材料の外側層と、
前記材料の外側層の上に置かれ、前記第1の部分に含まれるコア構造と、
少なくとも前記コア構造の上に形成され、前記材料の外側層の前記所定の厚さよりも薄く選択される厚さを有する材料の内側層と、
前記材料の外側層の上に形成され、前記第2の部分に含まれる補強材と、
前記材料の内側層の上に、前記補強材と前記コア構造および前記材料の内側層を含むアセンブリとの間に形成される支持リブとを備え、
前記補強材は、前記外側層の上に形成されたフランジと、前記外側層から反対方向に前記フランジから延在する部材を備える所定の構造形を有し、
前記材料の内側層は、前記支持リブの下に延在し、前記補強材の底部フランジの一部分と重なり、
前記材料の多数のプライは、前記コア構造および前記材料の内側層よりも強度の高い仕様に従って硬化され処理され、前記コア構造および前記材料の内側層が前記翼パネル構造上に置かれる前に硬化され処理される、航空宇宙機のための翼パネル構造。

10

20

【請求項 2】

前記材料の多数のプライは、多数のエポキシ樹脂一方向性テーププライを含む、請求項1に記載の翼パネル構造。

【請求項 3】

前記多数のエポキシ樹脂一方向性テーププライは、前記コア構造および前記材料の内側層を置く前に硬化され処理される、請求項2に記載の翼パネル構造。

【請求項 4】

航空宇宙機のための翼パネル構造の製造方法であって、

前記翼パネル構造の第 1 の部分を形成するステップと、

前記翼パネル構造の第 2 の部分を形成するステップと、

材料の多数のプライを含み、所定の厚さを有し、前記第 1 の部分と第 2 の部分の両方にまたがって延在する材料の外側層を形成するステップと、

少なくとも前記材料の外側層の一部分の上にコア構造を置き前記第 1 の部分を形成するステップと、

少なくとも前記コア構造の上に配置され、前記材料の外側層の前記所定の厚さよりも薄く選択される厚さを有する材料の内側層を形成するステップと、

前記材料の外側層の上に補強材を配置し、前記第 2 の部分を形成するステップと、

前記材料の内側層の上に、前記補強材と前記コア構造および前記材料の内側層を含むアセンブリとの間に支持リブを置くステップとを備え、

前記材料の外側層を形成するステップは、

材料の多数のプライを重ねるステップと、

前記材料の多数のプライを、前記コア構造および前記材料の内側層よりも強度の高い仕様に従って硬化し処理するステップとを含み、

前記補強材は、前記外側層の上に形成されたフランジと、前記外側層から反対方向に前記フランジから延在する部材を備える所定の構造形を有し、

前記材料の内側層は、前記支持リブの下に延在し、前記補強材の底部フランジの一部分と重なり、

前記材料の外側層の前記材料の多数のプライは、前記コア構造および前記材料の内側層が前記翼パネル構造の上に配置される前に硬化され処理される、方法。

【発明の詳細な説明】

30

【技術分野】**【0001】****発明の背景**

この発明は、航空機、航空宇宙機などに関し、より具体的には、航空機または航空宇宙機のための翼パネル構造に関する。

【背景技術】**【0002】**

胴体、翼、および他の構成部品などの航空機構造は、できる限り軽量でありながら通常の運転中に予想される荷重および応力に耐えることができるものでなくてはならない。さらに、この構造は、空気抵抗を最小化し、効率的な運転および燃料節減を促進する大きさおよび形状である必要がある。空気抵抗を最小化するためには、翼先端寄りの翼型およびパネルは、深さが非常に浅いまたは薄型であってもよいが、高荷重に耐えることも可能でなければならない。深さが浅いことにより、翼パネルの内部へのアクセスが制限されることがある。典型的な翼構造は、航空機の主外板に取付けられるストリンガを使用して剛性を高める。ストリンガは、余分に深さを必要とすることがあり、これは、空気抵抗を増大させるおそれがある。さらに、ストリンガは、主外板に接着またはボルト留めしなければならない別個の部品であり、これにより、設計および製造コストが増大することがある。

【発明の概要】

40

【課題を解決するための手段】**【0003】**

50

発明の簡単な概要

この発明のある実施例に従って、航空宇宙機などのための翼パネル構造は、所定の厚さを有する材料の外側層を含んでもよい。コア構造は、少なくとも材料の外側層の一部分の上に置かれててもよい。材料の内側層は、少なくともコア構造の上に置かれててもよい。材料の内側層は、材料の外側層の所定の厚さよりも薄い選択される厚さを有してもよい。

【0004】

この発明の別の実施例に従って、航空宇宙機などのための翼パネル構造は、所定の厚さを有する材料の外側層を含んでもよい。コア構造は、材料の外側層の一部分の上に置かれてもよく、材料の内側層は、少なくともコア構造の上に形成されてもよい。補強材は、外側層の別の部分の上に置かれてもよく、支持リブは、材料の外側層の上に、補強材とコア構造および材料の内側層を含むアセンブリとの間に置かれてもよい。10

【0005】

この発明の別の実施例に従って、航空宇宙機は、胴体と胴体から延在する翼とを含んでもよい。翼は、複数の翼パネル構造を含んでもよい。翼パネル構造各々は、所定の厚さを有する材料の外側層を含んでもよい。コア構造は、少なくとも材料の外側層の一部分の上に置かれてもよい。材料の内側層は、少なくともコア構造の上に形成されてもよい。材料の内側層は、材料の外側層の所定の厚さよりも薄い選択される厚さを有してもよい。

【0006】

この発明の別の実施例に従って、翼パネル構造の製造方法は、所定の厚さを有する材料の外側層を形成するステップと、コア構造を少なくとも材料の外側層の一部分の上に置くステップとを含んでもよい。この方法は、少なくともコア構造の上に配置される材料の内側層を形成するステップも含んでもよく、材料の内側層は、材料の外側層の所定の厚さよりも薄い選択される厚さを有してもよい。20

【0007】

請求項によってのみ定義されるこの発明の他の局面および特徴は、以下の限定されないこの発明の詳細な説明を、添付の図面に関連して検討すると、当業者にとって明らかとなるであろう。

【図面の簡単な説明】

【0008】

【図1】この発明のある実施例に従う翼パネル構造の側面図である。30

【図2】図1の翼パネル構造の線2-2に沿う断面図である。

【図3】図1の翼パネル構造の線3-3に沿う断面図である。

【図4】この発明のある実施例に従う翼パネル構造の製造方法の例のフローチャートである。

【図5】この発明のある実施例に従う翼パネル構造を含む航空機の例の説明図である。

【発明を実施するための形態】

【0009】

発明の詳細な説明

以下の実施例の詳細な説明は、添付の図面を参照し、この図面は、この発明の特定の実施例を説明する。異なる構造および操作を有する他の実施例は、この発明の範囲から逸脱しない。40

【0010】

図1は、この発明のある実施例に従う翼パネル構造100の側面図である。翼パネル構造100は、航空機、航空宇宙機などの翼のために用いられてもよい。図2も参照して、図2は、図1の翼パネル構造100の線2-2に沿って取った断面図である。翼パネル構造100は、所定の厚さ「T」を有する材料の外側層102を含んでもよい。外側層102は、翼面荷重の大部分を主として支えるまたは耐える構造を含んでもよい。したがって、材料の外側層102は、材料の多数のプライを含んでもよい。この材料は、多数のエポキシ樹脂一方向性テーププライまたは同様の材料を含み、翼パネル構造100が組込まれる翼上の一切の荷重を主として支える構造を提供してもよい。外側層102の材料の多数50

のプライは、翼パネル構造の他の構成部品よりも強度の高い仕様に従って硬化され処理されてもよい。この強度のより高い仕様は、典型的に、華氏(F)約300から約400度の温度および約80から約100psiの圧力での硬化を含む。したがって、外側層102の多数のプライは、翼パネル構造100の他の構成部品が重ねられるまたは形成される前に硬化され処理されてもよい。以下により詳細に説明するこの発明の別の実施例において、翼パネル構造100全体は、組立てられてから、強度のより高い仕様に従って硬化されてもよい。

【0011】

翼パネル構造100は、少なくとも外側層102の一部分106の上に置かれるまたは重ねられるコア構造104も含んでもよい。コア構造104は、ハニカム式構造または同様の軽量構造であって外側層102に支えを追加してもよく、空気抵抗を減少しながらも強度を最大限にするために翼のこの部分の断面を最小限にすることを可能にする。コア104のためのハニカム式構造は、航空宇宙産業で周知のように、複合材料または同様の材料であってもよい。

【0012】

翼パネル構造100は、外側層102の上に配置されるまたは形成される、ガラス繊維、チタン、アルミニウム、銅または他の非破壊検査(NDI)反射性材料などからなる層108も含んでもよい。NDI反射性材料の層108は、層102にある多数のプライと翼パネル100の他の重要な構造特性との結合の完全性の確認などの翼パネル構造の検査をしやすくしてもよい。

【0013】

材料の内側層110は、少なくともコア構造104の上に重ねられまたは形成されてもよい。図1に示すように、内側層は、外側層102またはNDI反射材料の層108の上にも重ねられてもよい。内側層110は、繊維の複数のプライを含んでもよい。繊維の複数のプライは、航空宇宙品質の炭素繊維織物または同様の材料であってもよい。内側層110または繊維の複数のプライは、約200から約300度Fの温度および約40から50psiの圧力で処理されてもよい。図2に最もよく示すように、内側層110は、材料の外側層102の所定の厚さ「T」よりも薄い選択される厚さ「t」を有してもよい。前述したように、外側層102は、翼面荷重を主として支えることが期待される。材料のより少ないプライを有する内側層110は、翼パネル100の重量および製造コストを低減する。材料の外側層102プライは、自動化された機械によって敷設されてもよい。内側層110プライは、手によってまたは機械によって敷設されてもよい。

【0014】

図3も参照して、図3は、図1の翼パネル構造100の線に沿う断面図である。翼パネル構造100は、補強材112も含んでもよい。補強材112は、外側層102またはNDI層108の上に、翼パネル100の別の部分114に形成されまたは重ねられてもよい。翼パネル100の部分106は、空気抵抗を減じながらも予想を超過する一切の翼面荷重に対処するのに十分な強度を提供するために大幅により小さい翼断面が所望される翼の翼先端寄りの部分であってもよい。他の部分114は、翼の断面がより大きくなることができる翼の胴体中心寄りの部分であってもよい。補強材112は、「I」字型断面補強材、「T」字型断面補強材、または同様の構造部材であってもよい。補強材は、複合材料または他の軽量高強度材料であってもよい。

【0015】

翼パネル構造100は、支持リブ116も含んでもよい。支持リブ116は、材料の外側層102の上にまたはNDI層108の上に形成されまたは重ねられてもよい。支持リブ116は、補強材112とコア構造104および内側層110を含むアセンブリ118との間に配置されてもよい。支持リブ116は、複合材料または他の軽量高強度材料であってもよい。この発明のある実施例において、内側層110は、リブ116の下に延在してもよく、補強材112の底部フランジ122の一部分120の上に重なってもよい。リブ116は、内側層110に接合されまたは取付けられてもよく、内側層110は、硬化

10

20

30

40

50

または処理中に底部フランジ 122 の部分 120 に接合されまたは一体形成されてもよい。

【0016】

図4は、この発明のある実施例に従う翼パネル構造の製造方法400の例のフローチャートである。方法400は、図1の翼パネル構造100の製造に用いられてもよい。ブロック402において、材料の多数のプライを、工具表面などの上に形成または重ねてもよい。前述したように、材料のプライを、重ねてまたは形成し、翼面荷重の大部分を主として支えるまたは耐えるようにしてもよい。多数のプライは、自動化された機械によって重ねてもよい。多数のプライは、自動化されたテープ敷設機械などによって敷設されてもよい強化されたエポキシ樹脂一方向性テーププライまたは同様のテーププライであってもよい。

10

【0017】

ブロック404において、材料の外側プライを、高強度仕様に従って硬化し処理してもよい。前述したように、強度のより高い仕様は、典型的に、約300から約400度Fの温度および約80から約100psiの圧力で硬化することを含む。この発明の別の実施例において、翼パネル構造は、実質的に完全に組立てられてもよく、その後、以下に説明する1つのステップにおいて硬化され処理されてもよい。

20

【0018】

ブロック406において、前述したのと同様に、ガラス繊維、チタン、アルミニウム、銅または他のNDI反射性材料からなる層を、形成または重ねてもよい。

20

【0019】

ブロック408において、コア構造またはアセンブリを、外側層またはプライの外側層の上に形成または重ねてもよい。前述したように、コア構造は、ハニカム式構造もしくはアセンブリ、または他の軽量高強度構造であってもよい。

【0020】

ブロック410において、材料の複数の内側プライを形成または重ねてもよい。内側プライは、繊維の選択される数のプライであってもよい。前述したように、内側プライまたは層は、外側層またはプライよりも相当薄い厚さを有してもよい。コア構造および内側層またはプライは、図1における断面または部分106と同様に、翼パネルアセンブリの翼先端寄りの翼パネル部分を規定してもよい。

30

【0021】

ブロック412において、ストリンガまたは胴体中心寄りのストリンガまたは補強材を、形成または重ねてもよい。ストリンガまたは補強材は、図1の補強材またはストリンガ112または他の支持構造と同様に、「I」字型断面または「T」字型断面補強材またはストリンガであってもよい。

【0022】

ブロック414において、翼パネルの最終アセンブリを硬化し処理してもよい。外側プライの後からコア構造および内側繊維プライを加えることによって、最終アセンブリを、外側層と比較してより安価な繊維および内側プライの数の制限を可能にするより低い製造仕様に従って処理することが可能となる。

40

【0023】

別の実施例において、翼パネル構造は、実質的に完全に組立てられてから1つのステップ中で硬化または処理されてもよい。この実施例において、最終アセンブリは、より強度の高い仕様に従って硬化または処理されてもよい。

【0024】

図5は、この発明のある実施例に従う翼パネル構造502を含む航空機500の例の説明図である。翼パネル構造502は、図1の翼パネル構造100と同様の構造を有してもよい。翼パネル構造502は、航空機500の翼504の一部を形成してもよい。翼504は、航空機500の胴体506から延在してもよい。翼パネル構造502は、必ずしも原寸に比例しておらず、翼パネル構造502が翼504の形成においてどのように用いら

50

れ得るかを説明するに過ぎない。翼は、複数のこのようなパネルを含んでもよい。

【0025】

図中のブロック図は、この発明のさまざまな実施例に従うシステムおよび方法の可能性のある実現化例の構成、機能、および操作を説明する。この点に関して、ブロック図中の各ブロックは、モジュール、構成部品、要素、またはセグメントを表わすこともある。いくつかの代替的な実現化例において、ブロックに記された機能は、図中に記された順序を逸脱して起こることが留意されるべきである。たとえば、連続して示された2つのブロックは、実際には、実質的に同時に実行されることもあり、または、これらブロックは、時として逆の順序で実行されることもあり、関係する機能による。ブロック図の各ブロックおよびブロック図中のブロックの組合せは、特定の機能もしくは作用を実行する特殊目的ハードウェアベースのシステム、または特殊目的ハードウェアの組合せによって実現化することができることも留意されるべきである。

10

【0026】

この明細書中で用いられる用語は、特定の実施例を説明することのみを目的としており、この発明を限定することを意図するものではない。この明細書中で用いられる、単数形(a, an, the)は、文脈が明らかにそれ以外を示さない限り、複数形も含むことを意図するものである。用語「備える」および「含む」(comprise)は、この明細書中で用いられるとき、記載された特徴、整数、ステップ、操作、要素、および/または構成部品の存在を特定するが、1つ以上の他の特徴、整数、ステップ、操作、要素、構成部品、および/またはそのグループの存在または追加を排除するものではないことがさらに理解されるであろう。

20

【0027】

この明細書において、特定の実施例が図示され説明されたが、同じ目的を達成することを意図される任意の配置で示された特定の実施例を置き換えてよく、この発明は他の環境において他の用途を有することを、当業者は理解する。この出願は、この発明の一切の変更または変形を包含することを意図するものである。以下の請求項は、この発明の範囲を、この明細書中に説明された特定の実施例に限定することを決して意図するものではない。

【0028】

上記の発明は、以下のようにまとめることができる。

30

1. 航空宇宙機のための翼パネル構造であって、

所定の厚さを有する材料の外側層と、

少なくとも材料の外側層の一部分の上に置かれるコア構造と、

少なくともコア構造の上に形成される材料の内側層とを備え、材料の内側層は、材料の外側層の所定の厚さよりも薄い選択される厚さを有する、航空宇宙機のための翼パネル構造。

2. 材料の外側層は、翼面荷重を主として支える構造を含む、第1の発明に従う翼パネル構造。

3. 材料の外側層は、材料の多数のプライを含む、第1の発明に従う翼パネル構造。

4. 材料の多数のプライは、コア構造および材料の内側層よりも強度の高い仕様に従つて硬化され処理され、コア構造および材料の内側層が翼パネル構造上に置かれる前に硬化され処理される、第3の発明に従う翼パネル構造。

40

5. 材料の多数のプライは、多数のエポキシ樹脂一方向性テーププライを含む、第3の発明に従う翼パネル構造。

6. 多数のエポキシ樹脂一方向性テーププライは、コア構造および材料の内側層を置く前に硬化され処理される、第5の発明に従う翼パネル構造。

7. 材料のプライは、翼パネルの範囲にわたって連続している、第3の発明に従う翼パネル構造。

8. 材料の外側層とコア構造の間に形成される非破壊検査(NDI)反射性材料の層をさらに備える、第1の発明に従う翼パネル構造。

50

9 . コア構造は、ハニカム式構造を含む、第 1 の発明に従う翼パネル構造。

10 . 外側層、コア構造、および内側層は、硬化前に組立てられる、第 1 の発明に従う翼パネル構造。

11 . 外側層、コア構造、および内側層は、強度のより高い仕様に従って硬化され処理される、第 1 の発明に従う翼パネル構造。

12 . 強度のより高い仕様は、約 300 から約 400 度 F の温度範囲および約 80 から約 100 psi の圧力での硬化を含む、第 11 の発明に従う翼パネル構造。

13 . 材料の内側層は、繊維の複数のプライを含む、第 1 の発明に従う翼パネル構造。

14 . 少なくとも材料の外側層の上に形成される補強材と、

材料の内側層の上に、補強材とコア構造および材料の内側層を含むアセンブリとの間に形成される補強リブとをさらに備え、材料の内側層は、サポートリブの下に延在し、補強材の底部フランジの一部分と重なる、第 1 の発明に従う翼パネル構造。

15 . 補強材は、I 字型断面補強材と T 字型断面補強材とを含むグループを含む、第 14 の発明に従う翼パネル構造。

16 . 補強材は、コア構造と材料の内側層とを含むアセンブリから胴体中心寄りにある、第 14 の発明に従う翼パネル構造。

17 . 航空宇宙機のための翼パネル構造であって、

所定の厚さを有する材料の外側層と、

材料の外側層の一部分の上に置かれるコア構造と、

少なくともコア構造の上に形成される材料の内側層と、

外側層の別の部分の上に置かれる補強材と、

材料の外側層の上に、補強材とコアおよび材料の内側層を含むアセンブリとの間に置かれる支持リブとを備える、航空宇宙機のための翼パネル構造。

18 . 材料の外側層は、翼面荷重を主として支える構造を含む、第 17 の発明に従う翼パネル構造。

19 . 材料の外側層は、材料の多数のプライを含む、第 17 の発明に従う翼パネル構造。

20 . 材料の多数のプライは、コア構造および材料の内側層よりも強度の高い仕様に従って硬化され処理され、コア構造および材料の内側層が翼パネル構造の上に配置される前に硬化され処理される、第 19 の発明に従う翼パネル構造。

21 . 材料の外側層とコア構造の間に配置される非破壊 (NDI) 反射性材料の層をさらに備える、第 17 の発明に従う翼パネル構造。

22 . コア構造は、ハニカム式構造を含む、第 17 の発明に従う翼パネル構造。

23 . 補強材は、複合材料からなるストリンガを含む、第 17 の発明に従う翼パネル構造。

24 . 補強材は、コア構造と材料の内側層を含むアセンブリから胴体中心寄りにある、第 17 の発明に従う翼パネル構造。

25 . 航空宇宙機であって、

胴体と、

胴体から延在する翼とを備え、翼は、複数の翼パネル構造を含み、翼パネル構造各々は

、

所定の厚さを有する材料の外側層と、

少なくとも材料の外側層の一部分の上に置かれるコア構造と、

少なくともコア構造の上に形成される材料の内側層とを含み、材料の内側層は、材料の外側層の所定の厚さよりも薄い選択される厚さを有する、航空宇宙機。

26 . 翼パネル構造各々の材料の外側層は、翼面荷重を主として支える構造を含む、第 25 の発明に従う航空宇宙機。

27 . 翼パネル構造各々の材料の外側層は、材料の多数のプライを含み、材料の多数のプライは、コア構造および材料の内側層よりも強度の高い仕様に従って硬化され処理され、コア構造および材料の内側層が翼パネル構造の上に配置される前に硬化され処理される

10

20

30

40

50

、第 25 の発明に従う航空宇宙機。

28 . 翼パネル構造各々の材料の外側層とコア構造の間に配置される非破壊検査 (N D I) 材料の層をさらに備える、第 25 の発明に従う航空宇宙機。

29 . 翼パネル構造各々のコア構造は、ハニカム式構造を含む、第 25 の発明に従う航空宇宙機。

30 . 翼パネル構造の製造方法であって、

所定の厚さを有する材料の外側層を形成するステップと、

少なくとも材料の外側層の一部分の上にコア構造を置くステップと、

少なくともコア構造の上に配置される材料の内側層を形成するステップとを備え、材料の内側層は、材料の外側層の所定の厚さよりも薄い選択される厚さを有する、方法。 10

31 . 材料の外側層を形成するステップは、翼面荷重を主として支える構造を形成するステップを含む、第 30 の発明に従う方法。

32 . 材料の外側層を形成するステップは、

材料の多数のプライを重ねるステップと、

材料の多数のプライを、コア構造および材料の内側層よりも強度の高い仕様に従って硬化し処理するステップとを含む、第 30 の発明に従う方法。

33 . 材料の外側層の材料の多数のプライは、コア構造および材料の内側層が翼パネル構造の上に配置される前に硬化され処理される、第 32 の発明に従う方法。

34 . 材料の外側層とコア構造の間に N D I 反射性材料の層を形成するステップをさらに備える、第 30 の発明に従う方法。 20

35 . コア構造を置くステップは、ハニカム式構造を置くステップを含む、第 30 の発明に従う方法。

36 . 材料の内側層を形成するステップは、繊維の多数のプライを敷設するステップを含む、第 30 の発明に従う方法。

37 . 少なくとも材料の外側層の上に補強材を置くステップと、

材料の内側層の上に、補強材とコア構造および材料の内側層を含むアセンブリとの間に支持リブを置くステップとをさらに備え、材料の内側層は、支持リブの下に延在し、補強材の底部フランジの一部分と重なる、第 30 の発明に従う方法。

38 . 材料の内側層を形成するステップの後に翼パネル構造を硬化するステップをさらに備える、第 30 の発明に従う方法。 30

39 . 翼パネル構造を硬化するステップは、約 300 から約 400 度 F の範囲の温度および約 80 から約 100 p s i の圧力を加えるステップを含む、第 38 の発明に従う方法

。

【図1】

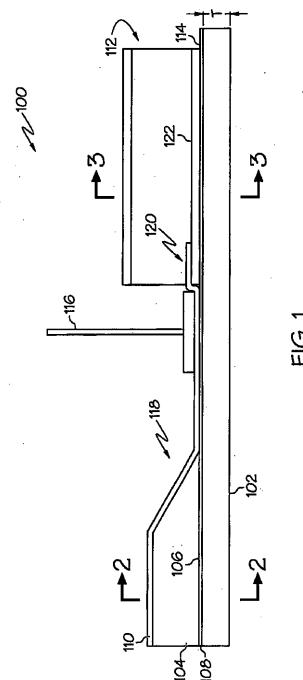


FIG.1

【図2】

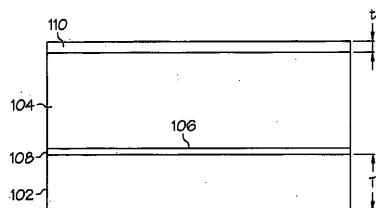


FIG. 2

【図3】

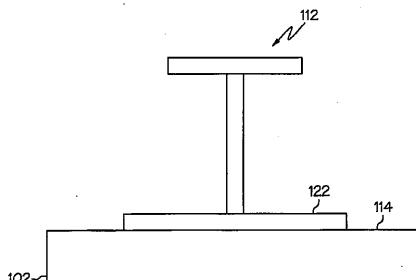


FIG. 3

【図4】

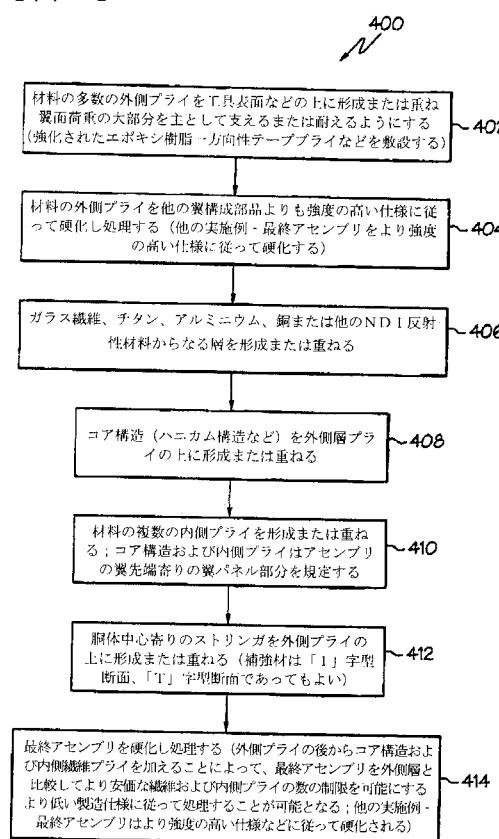


FIG. 4

【図5】

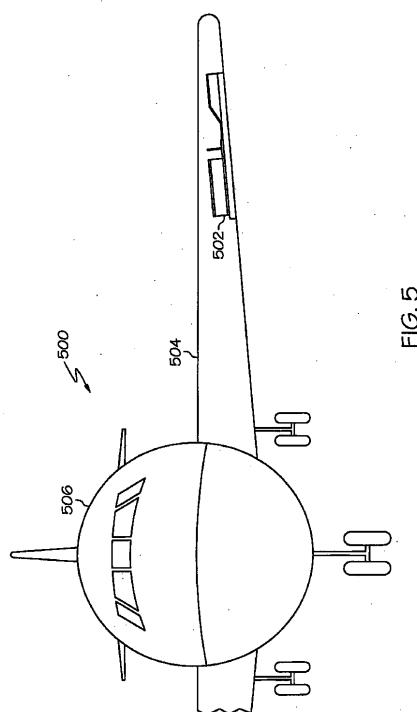


FIG. 5

フロントページの続き

(72)発明者 タナー , リチャード・ビー

アメリカ合衆国、9 8 1 2 5 ワシントン州、シアトル、ノース・イースト・ワンハンドレッドア
ンドフォース・ストリート、1 7 1 7

(72)発明者 パーフォード , イーアン・シー

アメリカ合衆国、9 8 0 1 9 ワシントン州、ドボル、ノース・イースト・ワンハンドレッドアン
ドフィフティファースト・ストリート・プレイス、2 8 0 0 6

(72)発明者 ジェンツウィル , トマス・ブイ

アメリカ合衆国、9 8 0 0 8 ワシントン州、ペルビュー、ノース・イースト・トゥエンティエイ
ス・ストリート、1 6 4 3 0

審査官 鈴木 敏史

(56)参考文献 米国特許第4 5 4 2 0 5 6 (U S , A)

特開2 0 0 0 - 4 3 7 9 6 (J P , A)

米国特許第7 1 1 5 3 2 3 (U S , B 2)

特開平9 - 1 9 3 2 9 6 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , DB名)

B 6 4 C 3 / 2 0