

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5837579号  
(P5837579)

(45) 発行日 平成27年12月24日 (2015. 12. 24)

(24) 登録日 平成27年11月13日 (2015. 11. 13)

(51) Int. Cl.	F I
<b>B 3 2 B</b> 15/08 (2006. 01)	B 3 2 B 15/08 1 0 5 Z
<b>B 6 4 C</b> 3/44 (2006. 01)	B 6 4 C 3/44

請求項の数 4 (全 14 頁)

(21) 出願番号	特願2013-513185 (P2013-513185)	(73) 特許権者	500520743
(86) (22) 出願日	平成23年5月10日 (2011. 5. 10)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公表番号	特表2013-533813 (P2013-533813A)		The Boeing Company
(43) 公表日	平成25年8月29日 (2013. 8. 29)		アメリカ合衆国、60606-2016
(86) 国際出願番号	PCT/US2011/035989		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(87) 国際公開番号	W02011/152963	(74) 代理人	100109726
(87) 国際公開日	平成23年12月8日 (2011. 12. 8)		弁理士 園田 吉隆
審査請求日	平成26年2月18日 (2014. 2. 18)	(74) 代理人	100101199
(31) 優先権主張番号	61/351, 546		弁理士 小林 義敦
(32) 優先日	平成22年6月4日 (2010. 6. 4)	(72) 発明者	プロホビアック, ケイ, ワイ.
(33) 優先権主張国	米国 (US)		アメリカ合衆国 ワシントン 98027
(31) 優先権主張番号	12/917, 740		, イサクア, 269番 アヴェニュー
(32) 優先日	平成22年11月2日 (2010. 11. 2)		サウスイースト 14411
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 形状記憶合金／繊維強化ポリマー複合構造物および形成方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

複合構造物を変形させるための方法であって、

第1の複数の繊維強化ポリマープリプレグ層(212)を設ける工程と、

第2の複数の形状記憶合金シートであって、それぞれのシートが上面および底面の少なくとも一方が接着剤により被覆されている第2の複数の形状記憶合金シートを設ける工程と、

前記第2の複数の形状記憶合金シートを、前記複合構造物を形成する前記第1の複数の繊維強化ポリマープリプレグ層に挟む工程であって、挟むことは前記第1の複数の繊維強化ポリマープリプレグ層の第1の層と第2の層とを用い、第1の層は、第1の方向に実質的に配向した第1の繊維を含み、第2の層は、第2の方向に実質的に配向した第2の繊維を含み、さらに挟むことは第1の方向が第2の方向にほぼ垂直であるように実施される工程と、

第2の複数の形状記憶合金層のそれぞれから前記接着剤のそれぞれへ移行する傾斜層を有する界面を提供する工程であって、前記傾斜層が実質的に繊維が欠けている工程と、

前記形状記憶合金が第1結晶状態から第2結晶状態へ変形する所定の温度にまで加熱することにより前記複合構造物を変形させる工程と、  
を含む、方法。

【請求項 2】

前記複数の形状記憶合金層をニッケルチタン合金で設ける工程をさらに含む、請求項 1

10

20

に記載の複合構造物を変形させるための方法。

【請求項 3】

前記変形させる工程中に前記複合構造物を  $110^{\circ}\text{F}$  ( $43.3$ ) 以上の温度にまで加熱する工程をさらに含む、請求項 1 または 2 に記載の複合構造物を変形させるための方法。

【請求項 4】

前記変形させる工程中に前記複合構造物を  $110^{\circ}\text{F}$  ( $43.3$ ) から  $320^{\circ}\text{F}$  ( $160$ ) の温度にまで加熱する工程をさらに含む、請求項 1 または 2 に記載の複合構造物を変形させるための方法。

【発明の詳細な説明】

10

【技術分野】

【0001】

本開示は、一般に、複数の繊維強化ポリマー層と複数の形状記憶合金板とにより形成される複合構造物に関し、より詳細には、本開示は、接着剤により接着されている複数の繊維強化ポリマー層と複数の形状記憶合金板とを有する複合構造物に関し、ここで、複合構造物の形状は、形状記憶合金を変態温度にまで加熱することにより変化させることができる。

【背景技術】

【0002】

航空機業界において、環境騒音および排出物に対する規制が強まり、かつ、燃料関連の運営費が上昇することにより、航空機効率を向上させるという相手先ブランド供給業者 (OEM) に対する要求がますます高まっている。空気力学的表面の形状を変形および適合させる能力は、それらの新たな要件を満たすのに役立つ可能性のある多くの性能上の恩恵をもたらす。可変形状シェブロン (VGC) などの変形構造物は、離陸および巡航中にジェットエンジン排気流を修正して、都市騒音を低減するために表面の幾何学的形状を選択的に制御する能力を示してきた。ボーイングによる設計の VGC は、炭素繊維強化プラスチック (CFRP) シェブロン表面と反応する熱的に誘導された形状変化を受ける形状記憶合金 (SMA) 屈曲型アクチュエータを用いる。SMA ベースの航空構造物に対するその他の潜在的用途としては、巡航中の揚力対抗力の向上のための変形翼構造物が挙げられる。

20

30

【0003】

SMA は、小容量設計エンベロープに組み込まねばならない変形構造物のための望ましい能動的構成要素である。SMA は、電動部品がそうでなければ従来の作動形態では達成不可能であろう大きな力の出力を要する用途にとって理想的である。SMA ベースの変形構造物に対する現在の設計は、SMA を複合材またはアルミニウム航空表面と接合させるために固定具などの金属製品を要する。個別の接続部を用いると、SMA、固定具および支持構造物への負荷および熱応力の集中により性能が限定されかねない。固定具による接続もまた、構造物重量を増加させ、かつ、より多くの空間を占めることにより設計の自由を限定する。

【0004】

40

固定具などの金属製品を要する SMA ベースの変形構造物に対するそのような現在の設計の 1 つを図 1A ~ 図 1D に示す。該設計は、翼 100 用の展開可能な分岐後縁 102 を示す翼断面を示している。図 1A は、展開していない収納位置にある翼 100 を示している。機械的固定具 108 により SMA アクチュエータ 104 を翼 100 の外部表面 106 に固定するための従来の方法として、翼 100 の例示的断面図を図 1B に示す。収納されている分岐後縁 102 は、棒状アクチュエータの幾何学形状および固定具 108 により設計空間が限定されている。

【0005】

図 1C および図 1D は、展開状態において機械的固定により SMA アクチュエータを備えた翼をさらに示している。図 1C は、SMA アクチュエータ 104 が作動された後の分

50

岐後縁 102 を示している。図 1D は、SMA アクチュエータ 104 が外部表面 106 に機械的に固定された状態の展開されている分岐後縁 102 を示しており、ここで、基板 106 およびアクチュエータ 104 における固定具 108 用位置に大きな局所応力が生じている。

【0006】

したがって、変形構造物の設計空間および効率を高めるために接着された SMA FRPP 接合部を開発すると有利であろう。

【発明の概要】

【0007】

接着された SMA FRPP (繊維強化ポリマー層) 積層体の作動構造物を開示する。SMA アクチュエータを 121 °C (250 °F) 硬化強化エポキシに接着した。ゾルゲル表面処理技法を用いて、ニッケル チタン (ニチノール) アクチュエータの接着表面を処理した。ホットプレスを用いて、接着剤の硬化中にアクチュエータ / 積層体アセンブリを拘束した。形状記憶挙動の熱機械構成モデルを用いた有限要素解析を用いて、作動サイクル中に接着された構造物と機械的に固定された構造物との両方における応力の集中を解析した。長期にわたる熱的に誘導された作動サイクルの全体にわたって積層体の撓みを測定することにより、接着された混合構造物の性能および耐久性を検査した。次いで、これらの結果を、機械的固定により接合されている類似の混合構造物と比較した。本開示は、空気力学的構造物を変形させるための接着剤の実行可能性および効率を実証する。

【0008】

本開示は概して、少なくとも 2 層の炭素繊維プリプレグ層と、少なくとも 2 層の炭素繊維プリプレグ層の間の少なくとも 1 枚の形状記憶合金板とを有する複合構造物に関する。形状記憶合金板は、約 0.002 インチから約 0.25 インチの厚さを有していてもよい。形状記憶合金板はまた、その上面および底面上に接着剤下塗り層およびエポキシ接着剤層を有していてもよい。

【0009】

本開示はまた、少なくとも 2 枚の形状記憶合金板と、少なくとも 2 枚の形状記憶合金板の間の少なくとも 1 層の炭素繊維プリプレグ層とを有する複合構造物に関する。

【0010】

本開示はさらに概して、第 1 の複数の炭素繊維プリプレグ層と、第 1 の複数の炭素繊維プリプレグ層に挟まれている第 2 の複数の形状記憶合金板とを有する炭素繊維複合構造物に関する。第 2 の複数の形状記憶合金板は、各々が、約 0.002 インチから 0.25 インチの厚さを有する。第 2 の複数の形状記憶合金板はさらに、その上面および底面のうちの少なくとも一方が、接着剤下塗り層およびエポキシ樹脂接着剤層により被覆されていてもよい。接着剤下塗り層は、ゾルゲル被覆層であってもよい。

【0011】

本開示はさらに概して、第 1 の複数の炭素繊維プリプレグ層を設ける工程と、第 2 の複数の形状記憶合金板を設ける工程と、第 2 の複数の形状記憶合金板のうちの 1 つの上面および底面の少なくとも一方を接着剤下塗り層により被覆する工程と、被覆された形状記憶合金板上をエポキシ樹脂接着剤層で被覆する工程と、被覆された形状記憶合金板に第 1 の複数の炭素繊維プリプレグ層の少なくとも 2 層を挟むことにより、積層体を形成する工程と、積層体を熱および圧力下で硬化させることにより、炭素繊維複合構造物を形成する工程と、を含む、炭素繊維複合構造物の作製方法に関する。

【0012】

いくつかの実施形態において、該炭素繊維複合構造物の作製方法は、約 0.002 から約 0.25 インチの厚さを有する第 2 の複数の形状記憶合金板を設ける工程、または、第 2 の複数の形状記憶合金板の上面および底面の少なくとも一方に接着剤下塗り層およびエポキシ樹脂接着剤層を設ける工程をさらに含んでもよく、接着剤下塗り剤は、ゾルゲル材料もしくはエポキシ接着剤下塗り剤または両方であってもよい。該方法は、約 200 °F から約 500 °F の温度および 40 PSI 以上の圧力で積層体を硬化させる工程をさらに

含んでもよい。アクチュエータは、気流が存在する外部表面ではなく翼の内部表面に接合される。

【 0 0 1 3 】

本開示はさらに概して、第 1 の複数の炭素繊維プリプレグ層を設ける工程と、各々が上面および / または底面をエポキシ接着剤により被覆された第 2 の複数の形状記憶合金板を設ける工程と、第 2 の複数の形状記憶合金板に第 1 の複数の炭素繊維プリプレグ層を挟むことにより、複合構造物を形成する工程と、形状記憶合金が第 1 結晶状態から第 2 結晶状態へと変態する最低温度にまで加熱することにより複合構造物を変形させる工程と、を含む、複合構造物の変形方法に関する。

【 0 0 1 4 】

いくつかの実施形態において、該複合構造物の変形方法は、第 2 の複数の形状記憶合金板をニッケルチタン合金で設ける工程をさらに含んでもよく、ニッケルチタン合金をマルテンサイト組織からオーステナイト組織へと変態させる工程をさらに含んでもよく、複合構造物を 1 1 0 ° F 以上の温度にまで加熱する工程をさらに含んでもよく、または、複合構造物を約 1 1 0 ° F から約 3 2 0 ° F の温度にまで加熱する工程をさらに含んでもよい。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 5 】

【図 1 A】図 1 A は、従来の固定具を用いて内部表面に接合されている S M A アクチュエータを用いることにより展開可能な分岐後縁を有する翼断面を示している。

【図 1 B】図 1 B は、従来の固定具を用いて内部表面に接合されている S M A アクチュエータを用いることにより展開可能な分岐後縁を有する翼断面を示している。

【図 1 C】図 1 C は、従来の固定具を用いて内部表面に接合されている S M A アクチュエータを用いることにより展開可能な分岐後縁を有する翼断面を示している。

【図 1 D】図 1 D は、従来の固定具を用いて内部表面に接合されている S M A アクチュエータを用いることにより展開可能な分岐後縁を有する翼断面を示している。

【図 2】図 2 は、強化エポキシ層が挟まれた金属箔を示すニッケルチタン繊維強化ポリマー層混合積層体の斜視図である。

【図 3】図 3 は、S M A / F R P P 変形構造物の拡大断面図を示している。

【図 4 A】図 4 A は、変態前の S M A / C F R P (炭素繊維強化プリプレグ) 変形構造物の断面図を示している。

【図 4 B】図 4 B は、変態後の S M A / C F R P (炭素繊維強化プリプレグ) 変形構造物の断面図を示している。

【図 5 A】図 5 A は、S M A / C F R P 複合パネルに対する検査機構を示している。

【図 5 B】図 5 B は、S M A / C F R P 複合パネルに対する検査機構を示している。

【図 6】図 6 は、加熱器および熱電対線を備えた S M A / C F R P 複合パネルの試料の斜視図である。

【図 6 A】図 6 A は、加熱器および熱電対線を備えた S M A / C F R P 複合パネルの試料の拡大図である。

【図 7 A】図 7 A は、分岐後縁へと変形している翼の接着剤により接着された S M A / C F R P 複合構造物を示している。

【図 7 B】図 7 B は、分岐後縁へと変形している翼の接着剤により接着された S M A / C F R P 複合構造物を示している。

【図 7 C】図 7 C は、分岐後縁へと変形している翼の接着剤により接着された S M A / C F R P 複合構造物を示している。

【図 7 D】図 7 D は、分岐後縁へと変形している翼の接着剤により接着された S M A / C F R P 複合構造物を示している。

【図 8】図 8 は、炭素繊維複合構造物を作製する方法に対するフロー図を示している。

【図 9】図 9 は、接着剤により接着された複合構造物を変形させる方法に対するフロー図を示している。

10

20

30

40

50

【図 10】図 10 は、航空機製造および保守方法論のフロー図を示している。

【図 11】図 11 は、航空機のブロック図を示している。

【発明を実施するための形態】

【0016】

以下の詳細な説明は、本質的に単なる例示にすぎず、説明されている実施形態または説明されている実施形態の適用および使用を限定するよう意図されていない。ここに用いられているように、「例示的な」または「説明的な」という語は、「一例、実例または例証となる」ことを意味する。ここで「例示的な」または「説明的な」として説明されるいかなる実施構成も、その他の実施構成に対して好適または有利であるとして解釈される必要はない。下で説明される実施構成はすべて、当業者が本開示を実施できるよう提供されている例示の実施構成であり、かつ、添付の請求項の範囲を限定するよう意図されていない。さらに、前述の技術分野、背景、概要または以下の詳細な説明において提示されている明示的または暗示的ないかなる理論にも拘束されるよう意図されていない。

【0017】

形状記憶合金 (SMA) アクチュエータを有する変形航空構造物は、民間航空機からの都市騒音を低減するために開発されている 1 つの手法である。この目的を達成するために必要なことが 2 つある。第一に、SMA 材料により一体的に作動される航空構造物の設計は、設計がうまくいくために最適化手法を要する。これは、自身の形状変化特性を励起させるために設置されたとき、アクチュエータに負荷がかかっていることを要する SMA 材料の独特の挙動の結果である。第二に、SMA アクチュエータを航空構造物に統合する効率的な手段が必要である。構造物内にニチノールの薄板または箔を一体的に設置し、かつ、界面を制御することは、それを達成する 1 つの手段である。

【0018】

形状記憶合金 (SMA) は、ある特定の温度範囲にわたってマルテンサイト状態からオーステナイト状態への遷移を受けているとき、予測可能に形状を変化させることができる。複合構造物に接合されると、該構造物自体が特定の目的のための形状へと変形できる。SMA アクチュエータは、複合構造物に機械的に接合または接着可能な材料の太い棒またはロッドとなるよう形成することができる。あるいは、SMA アクチュエータは、薄板または箔として形成することができる。薄板として形成されると、合金は、複合材の層レイアップ内に材料を選択的に設置することにより、複合構造物に組み込むことができる。これにより、特に形状変化能力が望まれる変形能力の効率的な設計が可能となる。SMA 箔の複数の層は、複合部品のより大きな変形が望まれる位置に設置することができる。これら SMA 繊維金属積層体 (FML) の製造は、複合積層体樹脂に対する SMA 表面の付着を要する。ゾルゲル表面処理方法は、接着用の SMA 表面の処理において効果的であると示された。もともとは TiGr FML 用に設計された薄層強化エポキシ接着剤を用いて、強固な層間接着をもたらすことができる。形状変化プロセス中に作動が効率的に有効となり、かつ、構造物を破壊しないように、変形プロセス中に層間で負荷を効率的に伝達するために、レイアップを注意深く設計する必要がある。

【0019】

SMA 表面処理および接合部アセンブリを含む試料の処理を以下に開示する。60 ニチノール (60 重量 % のニッケルまたはその他あらゆる適切な金属、および、チタン) 帯状片を 10 インチ (25.4 cm) × 1.0 インチ (2.54 cm) かつ 0.11 インチ (0.28 cm) 厚さの寸法にウォータージェット切断した。NiTiPd、NiTiPt、NiTiCu などの他のニッケル合金もまた、SMA として用いてもよい。SMA 被検査物を曲率半径 15 インチ (38.1 cm) の高温ツールの上方に締め付け、高温炉内で熱処理することにより形状記憶効果を生み出し、かつ、変態温度を設定した。15.4 インチ (39.1 cm) の曲率半径相当の 0.79 インチ (2.0 cm) において、結果として生じたアクチュエータの弧の高さを測定した。

【0020】

ボーイング規格 B S P S 07 001 クラス 2 にしたがった吹きつけ加工ゾルゲル法

10

20

30

40

50

を用いて、SMAアクチュエータの表面を前処理した。アクチュエータを水性脱脂溶液に15分間浸漬し、冷水ですすいだ。次いで、アルカリ性洗浄液に15分間浸漬し、冷水ですすいだ。形状固定プロセス中に形成された熱酸化物層を、180グリットの酸化アルミニウムによる吹きつけ加工で取り除いた。接着表面にボーゲルEPII溶液をスプレー塗布し、1時間乾燥させた。ボーゲル表面上に(サイテックエンジニアードマテリアルズ社製)BR6747 1エポキシ接着剤下塗り剤をスプレー塗布し、周囲条件において乾燥させ、250°F(121°C)で60分間硬化させた。

#### 【0021】

形状固定後、SMAアクチュエータは、その湾曲したオーステナイト形状を保ち、接着剤を塗布する前に手作業で平坦化する必要があった。本プロセス中、アクチュエータをチーズクロスで包むことにより、下塗り済み表面の損傷および汚染を回避した。包まれたアクチュエータを卓上万力に片持ち支持し、まっすぐになるまで曲率に反して1インチ(2.54cm)ずつ後方へ屈曲させた。

#### 【0022】

用いられた一方向SMAアクチュエータは、その高温オーステナイト固定形状へと能動的に変態可能であっただけで、それだけでは、当初のマルテンサイト形状に戻すために前もって負荷を与える必要があった。60ニチノールのマルテンサイト相(引張係数:4Msi)とオーステナイト相(引張係数:8~10Msi)との強度率は大きな差があるので、CFRPパネルの剛性は、オーステナイト相において撓み、マルテンサイト相において硬さを保つために層の数および向きにより調整可能である。一方向テープおよび織り合わされた布地の形態でエポキシプリプレグから複合パネルを作製した。表1の積層順により9層のプリプレグをレイアップした。パネルを350°Fのオートクレーブで硬化させた。0°のリボン方向を寸法12インチの辺に平行として、個々のパネルを4インチ(10.2cm)×12インチ(30.5cm)にウォータージェットにより切断した。図6におけるパネルのツール側の接着領域よりわずかに大きい領域に180グリットの酸化アルミニウムによる吹きつけ加工を施して、接着用表面を準備した。

表1 CFRPパネルの積層順

層番号	材料	向き
1	布地	0/90
2-8	テープ	0
9	布地	0/90
布地: BMS8-276 タイプ40、クラス2、スタイル6K-70-PW、フォーム1		
テープ: BMS8-276 タイプ35、クラス10、グレード190、フォーム3		

#### 【0023】

強化エポキシフィルム接着剤(ヘンケル社製HysolEA9696OSTグレード10)を用いて、SMAアクチュエータをCFRPパネルに接合した。1インチ(2.54cm)×1インチの接着剤帯状片を下塗り済みアクチュエータの中央に設置し、図6に示すように組み立てた。0.010インチ(0.254mm)厚さのシムを接着域付近のSMAとCFRPとの間に設置して、硬化中に接着線厚さを制御した。加熱プレス内にSMA/CFRPアセンブリを設置し、45psiの圧力下で250°F(121°C)において90分間硬化させた。高温硬化中にSMAが作動するのを制限し、かつ、接着線における圧力を一定に維持するために、加熱プレスの使用が必要であった。これらの混合構造物における使用のための接着剤の選択は、最終的な用途によって異なる。一般的に、高度に強化されたエポキシ接着剤の使用は、構造物において要求される高レベルの強度および耐久性を達成し、かつ、剥離力と各作動サイクルに伴って生じる周期的負荷とに耐えるのに必要な靱性を提供するために、好適である。

#### 【0024】

ゾルゲル法により作製し、CFRPパネルに接着したSMAビームアクチュエータに対して長期熱サイクル試験を行うことにより、作動中の接合部耐久性およびアセンブリ全体

形状を求めた。該試験は、熱的に誘導されたニチノールのマルテンサイトからオーステナイトへの相変態の結果生じるCFRP屈曲量を、CFRPパネルに入射する反射レーザ撓みセンサを用いて追跡するよう設計された。図5Aおよび図5Bにおいて、試験配置を示している。試験は、最終的な作動形状に対する接着剤の種類および接合部の幾何学的形状の影響を観察するために行われた。レーザセンサ502は、熱的に誘導されたニチノールのマルテンサイトからオーステナイトへの相変態中の撓み量を測定する。図6において、単純な接着接合部構成を示す。

#### 【0025】

図6は、CFRPパネル610、SMAアクチュエータ620、一連の帯状加熱器630および熱電対線640の単純な接着接合部構成を示している。図6から抜き出した拡大図である図6Aにおいて、エポキシ接着剤層650を示している。帯状加熱器630は、ニチノール作動における相変態を誘導するために、SMAアクチュエータ620の表面にテープで留められている。図6は、作動の分析のためにCFRPパネル610に接着されたSMAアクチュエータ620に対する単純な1インチ×1インチの接合部構成を示している。

#### 【0026】

まず始めに図2を参照して、SMA/FRPP複合構造物200の斜視図を示す。呼び厚さが約0.002インチから約0.25インチのニッケルチタン箔202を利用する。ニッケルチタン箔（またはその他あらゆる適切なSMA箔）202を（強化繊維220を含む）繊維強化層212の層に組み込んで、複合積層体構造物200を形成する。上面204および底面206は、金属箔202により形成する。

#### 【0027】

本開示において用いられる「約」という語は、与えられた数字の±5パーセントの数値範囲を規定する。例えば、約0.25インチの厚さは、0.2375インチから0.2625インチの厚さ範囲を意味するだろう。

#### 【0028】

金属箔層202と繊維330により強化されたポリマー層212との間の界面232は、ニッケルチタン金属表面からポリマーマトリクス320へ移行する傾斜層を提供するよう構成されている。これは、図3において拡大断面図で示されている。

#### 【0029】

図3においてまた示されているのは、接着促進層または接着剤下塗り層として機能するゾルゲル材料222界面である。炭素またはその他の繊維である繊維330は、図2の層212の最上層および最下層において示されているのと同様に横方向に、言い換えると、紙面に対して垂直に示されている。

#### 【0030】

図4Aおよび図4Bは、それぞれ、変態前および変態後のSMA/CFRP複合パネル400の断面図を示している。変態前の状態において、SMAは、マルテンサイト相で存在する一方、変態後の状態において、SMAは、オーステナイト相で存在する。CFRP層410およびSMA箔板420の選択的設置により、特定の变形特性を生み出すことができる。

#### 【0031】

図4Bにおいて示されている混合SMA/CFRP積層体400の断面図は、SMAのオーステナイト相にある構造物の最終形状が、CFRP層410内のSMA箔420の選択的設置により調整可能であるということを示している。

#### 【0032】

したがって、本開示は、特定の变形特性を生み出すための混合積層体SMA/FML（繊維金属積層体）システムの設計を提供する。表面に傾斜層を作製し、これを典型的に用いられるエポキシブリプレグシステムに接着可能とするSMA処理もまた、本開示により提供される。本開示はさらに、構造物の劣化を生じずに作動が起こることができるようにニチノール箔アクチュエータおよびCFRP部品からの適切な遷移を提供可能な接着剤を

10

20

30

40

50

開発および選択する。

【0033】

本開示は、接着手段によるCFRPに対するSMAの接着を可能とし、これにより、より空気力学的な表面、より軽量の構造物を可能とし、さらに、より効率的な混合アクチュエータを製造する。SMA/FML構造物（またはSMA/CFRP構造物）の提案されている用途には、展開可能な分岐後縁といった民間航空機に適合可能な後縁装置が含まれる。図7A～図7Dに図示されている。これらの図は、接着剤層720を用いることによりSMA710のアクチュエータがCFRP表面715に接合されている航空機翼断面700を示している。

【0034】

図7Aおよび図7Bは、相変態前の収納状態にある翼700を示している。例えば、図7Aは、SMAアクチュエータ710が複合外板730に接着されている収納された分岐後縁705を示している。図7Aに示すこの設計により、軽量化および設計空間の改善が達成できる。図7Bは、複数の0.006インチ厚さのSMA箔層725がCFRP730の間に差し込まれている収納された分岐後縁705を示している。

【0035】

図7Cは、展開された分岐後縁755を作製するようSMAアクチュエータ710が作動されている展開された分岐後縁を示しており、ここで、SMAアクチュエータ710は、CFRP730に接着されている。図7Dは、積層SMA/CFRPアクチュエータを有する展開された分岐後縁755を示す、図7Cと同様の図を示している。

【0036】

ここで図8を参照して、炭素繊維複合構造物を作製するための本開示の方法のフロー図を示す。該方法800は、第1の複数の炭素繊維プリプレグ層を設ける第1工程801により開始され、次に、第2の複数の形状記憶合金板を設ける工程802が続き、次に、第2の複数の形状記憶合金板のうちの1つの上面および底面の少なくとも一方を接着剤下塗り層により被覆する工程803が続き、次に、被覆された形状記憶合金板上にエポキシ樹脂接着剤層を被覆する工程804が続き、被覆された形状記憶合金板に炭素繊維プリプレグ層を挟むことにより、積層体を形成する工程805、および最後に、積層体を熱および圧力下で硬化させることにより、炭素繊維複合構造物を形成する工程806が続く。

【0037】

本開示は、図9のフロー図に示されている複合構造物を変形させるための方法をさらに開示する。複合構造物を変形させるための該方法900は、第1の複数の炭素繊維プリプレグ層を設ける第1工程901により開始することができ、次に、各々が上面および底面上のエポキシ接着剤により被覆された第2の複数の形状記憶合金板を設ける工程902が続き、次に、第2の複数の形状記憶合金板に第1の複数の炭素繊維プリプレグ層を挟むことにより、複合構造物を形成する工程903が続き、最後に、形状記憶合金が第1結晶状態から第2結晶状態へ変態する所定の温度にまで加熱することにより、複合構造物を変形させる工程904が続く。

【0038】

次に図10および図11を参照して、図10に示すような航空機の製造および保守方法1000ならびに図11に示すような航空機1100との関連において、本開示の実施形態を用いることができる。本生産の前で、方法1000の一例は、航空機1100の仕様および設計1010ならびに材料調達1020を含んでいてもよい。生産の際は、航空機1100の構成部品および部分組立品の製造1030ならびにシステム統合1040が行われる。その後、航空機1100は、認証および納品1050を経て、運航1060されてもよい。顧客による運航中、航空機1100は、（改修、再構成、修繕などをも含むかもしれない）定常的整備および保守1070を受けてもよい。

【0039】

方法1000の各プロセスは、システムインテグレータ、第三者および/または操作者（例えば、顧客）により行われるかまたは実施されてもよい。本件の説明のため、システ

10

20

30

40

50



ムインテグレータは、任意の数の航空機製造者および主要なシステム下請け業者に限定されないがこれらを含んでもよい。第三者は、任意の数の取り扱い業者、下請け業者および供給業者に限定されないがこれらを含んでもよい。操作者は、航空会社、リース会社、軍隊、保守組織などであってもよい。

【 0 0 4 0 】

図 1 1 に示されているように、例示的方法 1 0 0 0 により製造される航空機 1 1 0 0 は、複数のシステム 1 1 1 0 および内装 1 1 3 0 とともに機体 1 1 2 0 を含んでいてもよい。高レベルシステム 1 1 1 0 の例としては、推進システム 1 1 4 0、電気システム 1 1 5 0、油圧システム 1 1 6 0 および環境システム 1 1 7 0 のうちの 1 つ以上が挙げられる。任意の数の他のシステムを含んでもよい。航空宇宙の例が示されているが、本発明の原理は、自動車産業といった他の産業に適用することもできる。

10

【 0 0 4 1 】

ここで実施されている装置は、製造および保守方法 1 0 0 0 のいずれか 1 つまたはそれ以上の段階中に使用してもよい。例えば、製造プロセス 1 0 3 0 に対応する構成部品や部分組立品は、航空機 1 1 0 0 が運航されている間に製造される構成部品や部分組立品と同様に組立てまたは製造されてもよい。また、例えば、航空機 1 1 0 0 の組立てを大幅に早めるか、または、航空機 1 1 0 0 のコストを削減することにより、製造段階 1 0 3 0 および 1 0 4 0 中に 1 つ以上の装置の実施形態を利用してもよい。同様に、航空機 1 1 0 0 が運航されている間から、例えば限定はされないが、整備および保守 1 0 7 0 までの間、1 つ以上の装置の実施形態を利用してもよい。

20

【 0 0 4 2 】

ある例示的な実施形態に関して本開示の実施形態を説明してきたが、該特定の実施形態は、他の変形例に当業者が想到するであろうように、限定ではなく説明を目的とするものであることは理解されたい。

また、本願は以下に記載する態様を含む。

( 態 様 1 )

少なくとも 1 層の繊維強化ポリマー層 ( 2 1 2 ) と、

前記少なくとも 1 層の繊維強化ポリマー層 ( 2 1 2 ) を密接に結合する少なくとも 1 枚の形状記憶合金板と、  
を含む、複合構造物。

30

( 態 様 2 )

前記少なくとも 1 枚の形状記憶合金板が、約 0 . 0 0 2 インチから約 0 . 2 5 インチの厚さを有する層を含む、態様 1 に記載の複合構造物。

( 態 様 3 )

前記少なくとも 1 枚の形状記憶合金板が、少なくとも 1 層の接着促進層 ( 2 2 2 ) と、層の上面および底面の少なくとも一方に接着剤層 ( 6 5 0 ) と、を有する、態様 1 に記載の複合構造物。

( 態 様 4 )

少なくとも 2 層の形状記憶合金層と、

前記少なくとも 2 層の形状記憶合金層の間の少なくとも 1 層の繊維強化ポリマー層 ( 2 1 2 ) と、  
を含む、複合構造物。

40

( 態 様 5 )

前記少なくとも 2 層の形状記憶合金層は、各々が、約 0 . 0 0 2 インチから約 0 . 2 5 インチの厚さを有する、態様 4 に記載の複合構造物。

( 態 様 6 )

前記少なくとも 2 層の形状記憶合金層は、各々が、その上面および底面のうちの 1 つに少なくとも 1 層の接着促進層 ( 2 2 2 ) と、接着剤 ( 6 5 0 ) の層と、を有する、態様 4 に記載の複合構造物。

( 態 様 7 )

50

前記少なくとも 1 層の繊維強化ポリマー層 ( 2 1 2 ) が、炭素繊維およびガラス繊維からなる群から選択される少なくとも 1 つの繊維により強化されている、態様 4 に記載の複合構造物。

( 態様 8 )

前記接着剤 ( 6 5 0 ) の層が、エポキシ接着剤の層である、態様 6 に記載の複合構造物。

( 態様 9 )

形状記憶合金 / 繊維強化ポリマー複合構造物を作製するための方法であって、  
第 1 の複数の繊維強化ポリマー層を設ける工程と、

第 2 の複数の形状記憶合金層を設ける工程と、

前記第 2 の複数の形状記憶合金層のうちの 1 層の上面および底面の少なくとも一方を接着剤下塗り層により被覆する工程と、

前記接着剤下塗りにより被覆された形状記憶合金層上を接着剤の層で被覆する工程と、  
前記被覆された形状記憶合金層に前記第 1 の複数の繊維強化ポリマー層の少なくとも 2 層を挟むことにより、積層体を形成する工程と、

前記積層体を硬化させて、前記形状記憶合金繊維強化ポリマー複合構造物を形成する工程と、

を含む方法。

( 態様 1 0 )

前記第 2 の複数の形状記憶合金層は、各々が、約 0 . 0 0 2 インチから約 0 . 2 5 インチの厚さを有する、態様 9 に記載の形状記憶合金 / 繊維強化ポリマー複合構造物を作製するための方法。

( 態様 1 1 )

約 2 0 0 ° F から約 5 0 0 ° F の温度で、かつ、4 0 P S I 以上の圧力で前記積層体を硬化させる工程をさらに含む、態様 9 に記載の形状記憶合金 / 繊維強化ポリマー複合構造物を作製するための方法。

( 態様 1 2 )

複合構造物を変形させるための方法であって、

第 1 の複数の繊維強化ポリマープリプレグ層 ( 2 1 2 ) を設ける工程と、

各々の上面および底面の少なくとも一方が接着剤により被覆されている第 2 の複数の形状記憶合金層を設ける工程と、

前記形状記憶合金が第 1 結晶状態から第 2 結晶状態へ変態する所定の温度にまで加熱することにより前記複合構造物を変形させる工程と、  
を含む、方法。

( 態様 1 3 )

前記複数の形状記憶合金層をニッケルチタン合金で設ける工程をさらに含む、態様 1 2 に記載の複合構造物を変形させるための方法。

( 態様 1 4 )

前記変形させる工程中に前記複合構造物を 1 1 0 ° F 以上の温度にまで加熱する工程をさらに含む、態様 1 2 に記載の複合構造物を変形させるための方法。

( 態様 1 5 )

前記変形させる工程中に前記複合構造物を約 1 1 0 ° F から約 3 2 0 ° F の温度にまで加熱する工程をさらに含む、態様 1 2 に記載の複合構造物を変形させるための方法。

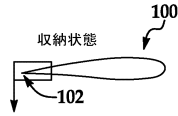
10

20

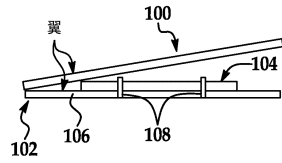
30

40

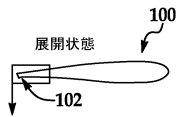
【図 1 A】



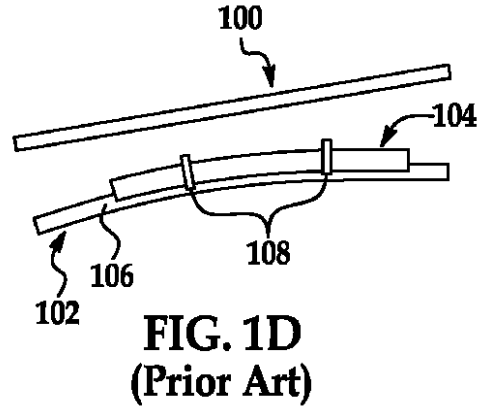
【図 1 B】



【図 1 C】



【図 1 D】



【図 2】

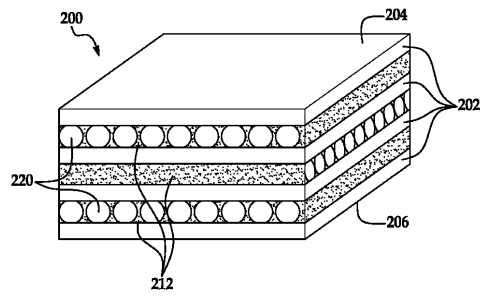
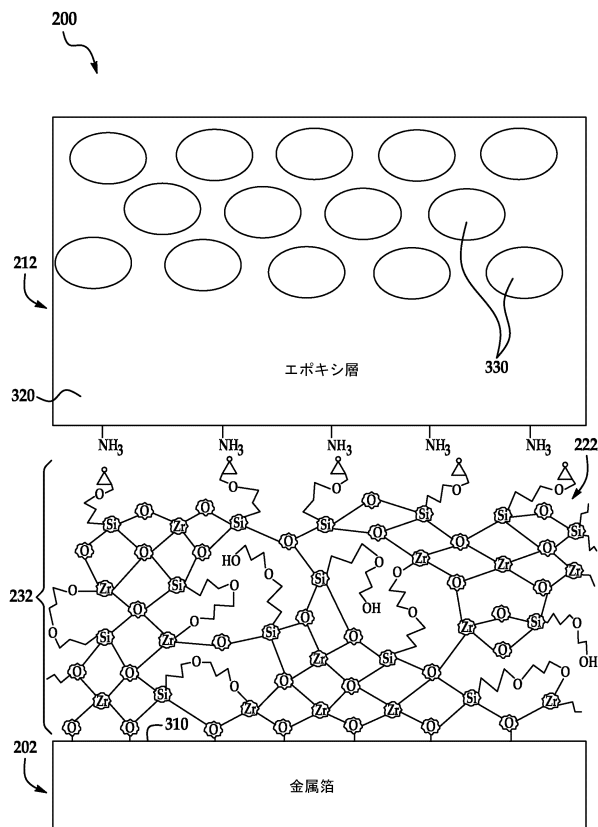


FIG. 2

【図 3】



【図 4 A】

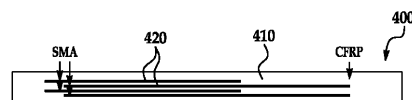


FIG. 4A

【図 4 B】



FIG. 4B

【図 5 A】

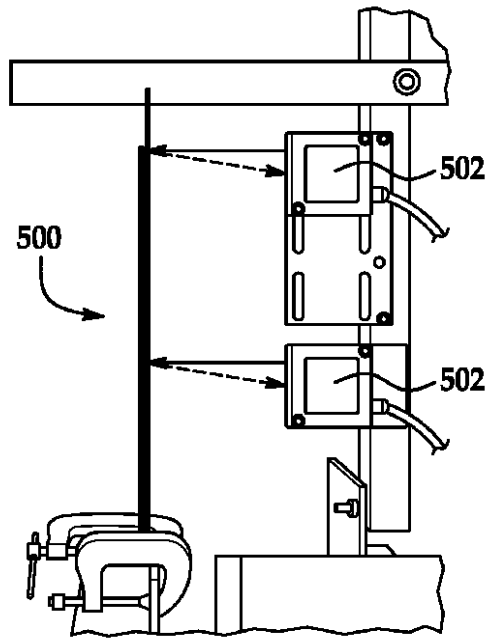


FIG. 5A

【図 5 B】

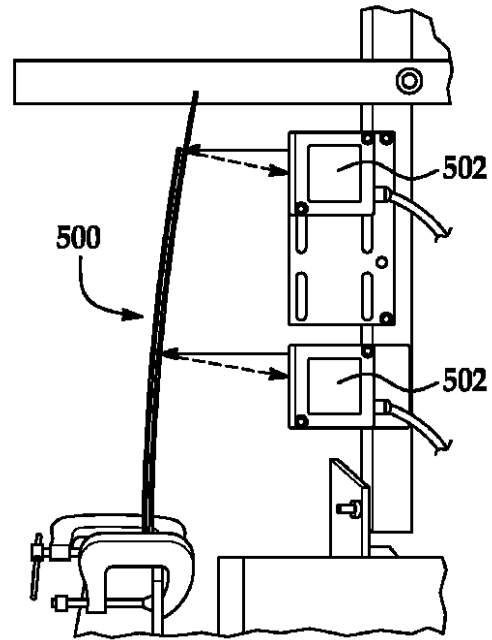


FIG. 5B

【図 6 - 6 A】

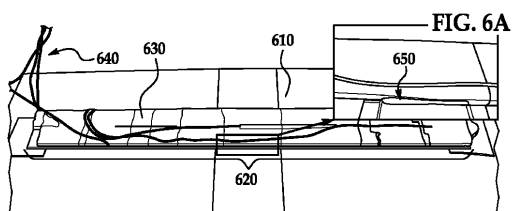


FIG. 6

【図 7 C】

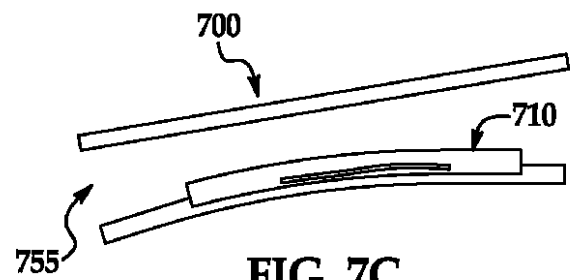
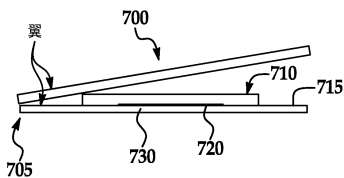


FIG. 7C

【図 7 A】



【図 7 B】

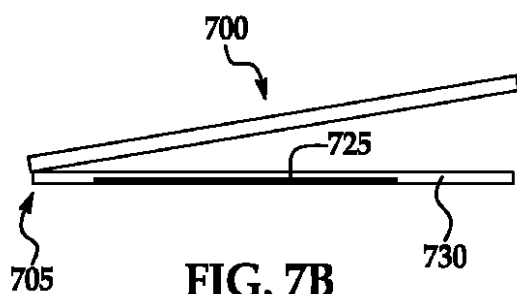


FIG. 7B

【図 7 D】

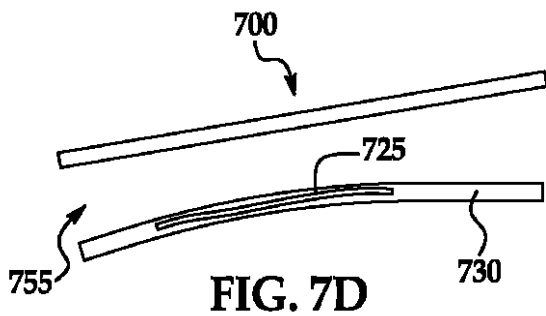
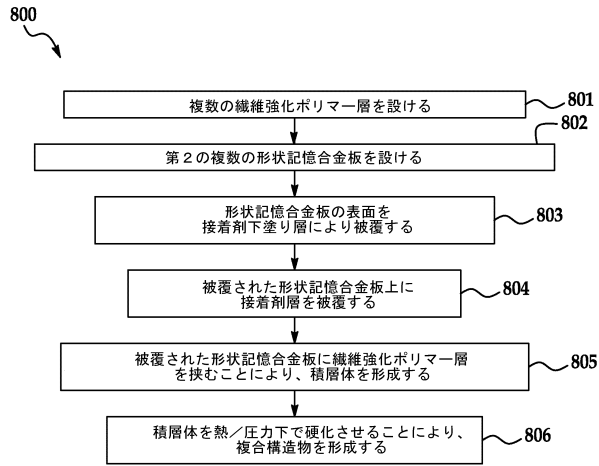
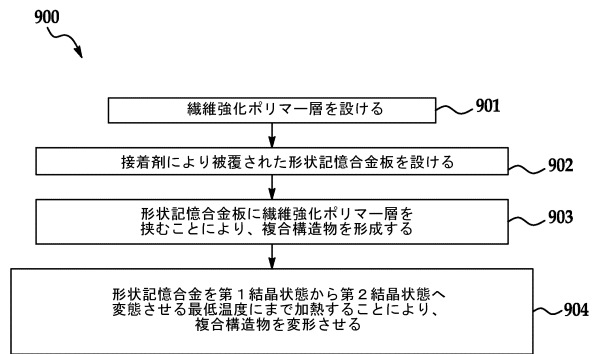


FIG. 7D

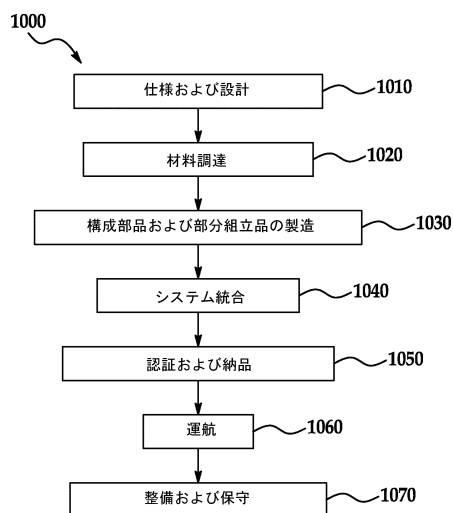
【図 8】



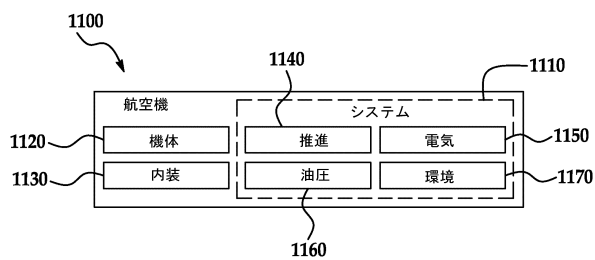
【図 9】



【図 10】



【図 11】



---

フロントページの続き

- (72)発明者 ジーマン, タイラー, ジェー.  
アメリカ合衆国 ワシントン 98109, シアトル, 2番 アヴェニュー ノース, 123
- (72)発明者 メイブ, ジェームズ, エイチ.  
アメリカ合衆国 ワシントン 98103, シアトル, アシュワース アヴェニュー ノース 8238
- (72)発明者 カルキンス, フレデリック, ティー.  
アメリカ合衆国 ワシントン 98058, レントン, パークサイド ウェイ サウスイースト 17115
- (72)発明者 ディリガン, マシュー, エー.  
アメリカ合衆国 ワシントン 98168, シアトル, 6番 アヴェニュー サウス 10851

審査官 加賀 直人

- (56)参考文献 特開2000-334888(JP, A)  
米国特許第06773535(US, B1)  
特表2008-542179(JP, A)  
国際公開第2009/046084(WO, A1)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)  
B32B 15/08  
B64C 3/44