

【公報種別】特許法第17条の2の規定による補正の掲載

【部門区分】第6部門第1区分

【発行日】平成30年2月22日(2018.2.22)

【公開番号】特開2015-148603(P2015-148603A)

【公開日】平成27年8月20日(2015.8.20)

【年通号数】公開・登録公報2015-052

【出願番号】特願2015-2279(P2015-2279)

【国際特許分類】

G 01 N 13/00 (2006.01)

B 64 C 1/00 (2006.01)

B 64 C 1/12 (2006.01)

【F I】

G 01 N 13/00

B 64 C 1/00 B

B 64 C 1/12

【手続補正書】

【提出日】平成30年1月5日(2018.1.5)

【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】

航空機用の複合材構造(202、304)の接合強度を決定する方法であって、前記複合材構造(202、304)の表面に液体小滴(300)を適用すること;前記表面と前記液体小滴(300)の一部との間の3次元接触角(314、342、344)を決定すること;前記3次元接触角(314、342、344)を閾値角と比較すること;及び前記接合強度が十分であるかどうかを、前記比較に基づいて決定することであって、前記複合材構造(202、304)の前記表面と、前記液体小滴(300)の前記一部との間の前記3次元接触角(314、342、344)が10度の所定の閾値角未満であることが、前記複合材構造(202、304)が所定の耐荷重能力を提供するのに十分な接合強度を有することを示す、決定することを含む、方法。

【請求項2】

前記接合強度が十分である場合に、アセンブリへの統合のために前記複合材構造(202、304)を選択することをさらに含む、請求項1に記載の方法。

【請求項3】

前記複合材構造(202、304)のアセンブリへの統合の後に前記接合強度が十分である場合に、前記複合材構造(202、304)を承認することをさらに含む、請求項1又は2に記載の方法。

【請求項4】

前記閾値角未満である前記3次元接触角(314、342、344)は、前記複合材構造(202、304)の十分な接合強度を示す、請求項1から3のいずれか一項に記載の方法。

【請求項5】

前記閾値角を上回る前記3次元接触角(314、342、344)は、前記複合材構造(202、304)の不十分な接合強度を示す、請求項1から4のいずれか一項に記載の

方法。

【請求項 6】

前記 3 次元接触角 (314、342、344) を決定することは、前記小滴 (300) の直径 (346) 及び体積を測定することを さらに 含む、請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 7】

前記小滴 (300) の 前記一部 は、前記小滴 (300) のヘッド (308) 又はテール (312) を含む、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 8】

前記複合材構造 (202、304) は、ビスマレイミド、エポキシ、ポリアミド、又は熱可塑性物質を 含む、請求項 7 に記載の方法。

【請求項 9】

前記閾値角の計算は、平衡状態にある前記小滴 (300) の蒸気相 - 気相に起因する前記表面の表面張力の成分を含む方程式を使用して計算される、請求項 1 から 8 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 10】

より少ない締結具を要求する航空機コンポーネントであって、
航空機の外板表面 (302) エリアを画定する接合された複合材構造を有する、外部外板 (204) ;
支持フレーム ; 及び
前記外部外板 (204) を前記支持フレームに取り付けるために前記複合材構造 (202、304) に適用される接着剤
を含み、

前記複合材構造 (202、304) は、前記外部外板と前記支持フレームとを結合するため前記外板表面 (302) エリアの 1 平方フィートあたり 0 . 50 個未満 の締結具を伴って前記外部外板 (204) の前記支持フレームへの接着取付けができるよう、十分な 接合強度 を有し、前記複合材構造 (202、304) と前記複合材構造 (202、304) の前記表面上に適用される液体小滴 (300) の一部との間の 3 次元接触角 (314、342、344) が 10 度の所定の 閾値角未満 である ことが、十分な接合強度を示す、航空機コンポーネント。

【手続補正 2】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0040

【補正方法】変更

【補正の内容】

【0040】

本明細書では特定の例示的な方法、装置、及び製品が記載されるが、本特許出願の範囲はこれらに限定されるものではない。反対に、本特許出願は、本特許出願の特許請求項の範囲内に公正に当てはまるすべての方法、装置、及び製品を包含する。航空機が記載されているが、例示的な装置は、車両、空力構造などに適用され得る。

また、本願は以下に記載する態様を含む。

(態様 1)

航空機用の複合材構造 (202、304) の構造的統合の十分性を決定する方法であつて、

前記複合材構造 (202、304) の表面に液体小滴 (300) を適用すること ;
前記表面と前記小滴 (300) の一部との間の 3 次元接触角 (314、342、344) を決定すること ;

前記 3 次元接触角 (314、342、344) を閾値角と比較すること ; 及び

前記複合材構造 (202、304) の前記構造的統合が十分であるかどうかを、前記比較に基づいて決定すること

を含む、方法。

(態様 2)

前記構造的統合が十分である場合に、アセンブリへの統合のために前記複合材構造(202、304)を選択することをさらに含む、態様1に記載の方法。

(態様 3)

前記複合材構造(202、304)のアセンブリへの統合の後に前記構造的統合が十分である場合に、前記複合材構造(202、304)を承認することをさらに含む、態様1又は2に記載の方法。

(態様 4)

前記閾値角未満である前記3次元接触角(314、342、344)は、前記複合材構造(202、304)の十分な構造的統合を示す、態様1から3のいずれか一項に記載の方法。

(態様 5)

前記閾値角を上回る前記3次元接触角(314、342、344)は、前記複合材構造(202、304)の不十分な構造的統合を示す、態様1から4のいずれか一項に記載の方法。

(態様 6)

前記3次元接触角(314、342、344)を決定することは、前記小滴(300)の直径(346)及び体積を測定することを含む、態様1から5のいずれか一項に記載の方法。

(態様 7)

前記小滴(300)の部分は、前記小滴(300)のヘッド(308)又はテール(312)を含む、態様1に記載の方法。

(態様 8)

前記複合材構造(202、304)は、ビスマレイミド、エポキシ、ポリアミド、又は熱可塑性物質を含み、前記複合材構造(202、304)の表面と、前記液体小滴(300)のヘッド(308)もしくはテール(312)部分との間の、10度の所定の閾値角未満の3次元接触角(314、342、344)は、前記複合材構造(202、304)が所定の耐荷重能力を提供するのに十分な構造的統合を有することを示す、態様7に記載の方法。

(態様 9)

前記閾値角の計算は、平衡状態にある前記小滴(300)の蒸気相-気相に起因する前記表面の表面張力の成分を含む方程式を使用して計算される、態様1から8のいずれか一項に記載の方法。

(態様 10)

より少ない締結具を要求する改善された航空機コンポーネントであって、

航空機の外板表面(302)エリアを画定する接合された複合材構造を有する、外部外板(204)；

支持フレーム；及び

前記外部外板(204)を前記支持フレームに取り付けるために前記複合材構造(202、304)に適用される接着剤

を含み、

前記複合材構造(202、304)は、前記外部外板と前記支持フレームとを結合するため前記外板表面(302)エリアの1平方フィートあたり平均0.50個未満の締結具を伴って前記外部外板(204)の前記支持フレームへの接着取付けができるよう、十分な構造的統合を有し、前記複合材構造(202、304)と前記複合材構造(202、304)の前記表面上に適用される液体小滴(300)の一部との間の3次元接触角(314、342、344)が、10度の所定の角度未満である、航空機コンポーネント。