

【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2部門第4区分

【発行日】平成26年10月30日(2014.10.30)

【公表番号】特表2013-540608(P2013-540608A)

【公表日】平成25年11月7日(2013.11.7)

【年通号数】公開・登録公報2013-061

【出願番号】特願2013-524089(P2013-524089)

【国際特許分類】

B 3 2 B 5/28 (2006.01)

C 0 8 J 5/24 (2006.01)

B 2 9 C 43/12 (2006.01)

B 6 4 C 1/00 (2006.01)

B 2 9 K 105/08 (2006.01)

【F I】

B 3 2 B 5/28 A

C 0 8 J 5/24 C F C

B 2 9 C 43/12

B 6 4 C 1/00 B

B 2 9 K 105:08

【誤訳訂正書】

【提出日】平成26年9月8日(2014.9.8)

【誤訳訂正1】

【訂正対象書類名】明細書

【訂正対象項目名】全文

【訂正方法】変更

【訂正の内容】

【発明の詳細な説明】

【発明の名称】機械加工可能な複合材料

【技術分野】

【0001】

本発明は、広い意味で、成型された複合材料に関する。より詳細には本発明は、構造的応用に適切な、且つ部品の精密な組立て又はその他の利益が得られるよう正確に機械加工することができる、成型された複合材料を対象とする。

【背景技術】

【0002】

複合材料は、典型的には、纖維と樹脂母材とを2種の主要な構成要素として含む。複合材料は典型的には、かなり高い、強度と重量との比を有する。その結果、複合材料は、高強度で比較的軽量の複合部品が特に重要な航空宇宙分野など、厳しい環境で使用されている。

【0003】

熱硬化性又は熱可塑性複合材料の圧縮成型は、主な構造を一緒に接続する部品を生産するのに、しばしば使用される。例えば成型された複合材料は、航空機の主要な構造部品と一緒に接続する、継手、ガセット、クリップ、クリート、及びインターコスタルとして使用してきた。成型された複合継手は、一緒に接続されている胴体部品、翼スキン、枠、補強材、及び桁などの様々な構造と、精密に嵌合しなければならない。

【0004】

これまで、航空機構造と一緒に接続するのに金属部品が使用してきた。金属継手を使用する利点は、この継手を、嵌合部品の幾何形状に精密に嵌合するように、並びに適正な

組立体に必要な公差を満足させるように、機械加工できることである。多くの場合、同じ構造組立体が何回も繰り返され、しかしそれぞれの場合に独自の幾何形状を有するが、それは翼と胴体の空気力学的形状が理由である。胴体及び翼の断面は一定ではない。例えば翼は、翼付け根（胴体付近）から翼端まで先細りになっている。胴体断面は、航空機の先端から尾部に向かって縮小している。胴体及び翼のスキン補強構造は、規則的に間隔を空けた配された円周状の枠と規則的に間隔を空けて配された長手方向ストリンガとの組立体で作製される。枠及びストリンガをスキンと結び付けるのに使用される継手の幾何形状は、翼又は胴体のスキンの一定ではない断面によって、ある場所から隣の場所まで僅かに変化する。所与の場所でのそれぞれ特定の継手ごとに異なる金型を作製することは、費用のかかる提案である。部品の幾何形状に必要なバリエーションを有するいくつかの異なる部品が得られるように、後で機械加工できる単一部品を成型することが望ましいと考えられる。金型ごとに単一の部品の幾何形状を生成することに限定される現行のやり方ではなく、1つの枠の場所から隣の場所までの胴体スキンの幾何形状の僅かな変化に順応するよう、単一の金型を、幾何形状が僅かに異なる多数の部品を生産するのに使用することができる。

【0005】

機械加工された金属部品で得ることができる公差にぴたりと合うような公差を有する、成型された複合部品を生産することは、非常に難しい。さらに、成型された複合部品は、組立プロセスの変動により生じる寸法の変化に適合するように、作り直すことができない。その結果、成型された複合部品を、構造を一緒に接続するのに使用する場合に生じ得る、寸法の不整合を補正するために、シムが典型的には使用される。

【0006】

構造的な損傷をもたらすことなく複合部品を機械加工することは、難しい。纖維は崩壊する傾向があり、層間剥離が生じる可能性があり、部品の強度を大幅に低減させる。一方（UD）纖維を含有する複合部品は、一般に、多くの構造部品で使用される。UD纖維を含有する構造部品は、部品の強度に悪影響を与えることなく機械加工することが特に難しい。したがって、そのような構造複合部品の機械加工は避けられてきた。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0007】

【特許文献1】米国特許第7,968,179 B2号明細書

【特許文献2】米国特許第7,754,322 B2号明細書

【特許文献3】米国特許出願第12/764,636号明細書

【特許文献4】米国特許出願第12/561,492号明細書

【特許文献5】米国特許出願第11/476,965号明細書

【特許文献6】米国特許第7,510,390号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0008】

構造的応用に使用することができ、且つ精密な初期寸法に製造することができる、複合部品を提供することが望ましいと考えられる。さらに構造複合部品の寸法は、シムを入れる必要なしに適正に部品を嵌合させるのを確実にするために、必要に応じて後の変化に適応すべきである。

【課題を解決するための手段】

【0009】

本発明によれば、精密な寸法を有する複合部品を生産するために、金属と同じ手法で機械加工できる複合材料が提供される。複合材料は、精密な表面寸法を有する複合部品を提供するために、初期製作プロセスの一部として機械加工することができる。複合部品は、組立プロセス中に生じる可能性があり又は部品の寸法に影響を与える時代遅れの設計の変更のために必要である可能性がある、寸法の変動に適合するように、さらに機械加工す

ることもできる。

【0010】

本発明による複合材料は、少なくとも1つの機械加工された面を有する複合部品を得るために機械加工されるよう設計される。複合材料は、纖維及び樹脂母材で作製された纖維状構造から構成される。本発明の特徴として、機械加工可能な層が、纖維状構造の面の少なくとも1つに位置付けられる。機械加工可能な層は、無作為で不連続な纖維複合体から構成される。機械加工可能な層の一部は、所望の最終的な機械加工された面を有する複合部品が得られるように、除去される。機械加工可能な層は、纖維状構造内に貫入することなく機械加工を実現させるため、十分厚く作製される。これは、部品の構造的完全性が、機械加工プロセス中に確実に損なわれないようにする。

【0011】

本発明の別の特徴として、複合材料は、少なくとも1つの機械加工された寸法を有する複合部品が得られるように、機械加工される。これらの状況において、纖維状構造は、ある距離又は寸法だけ離れた少なくとも2つの面を有する。機械加工可能な層は、纖維状構造の初期寸法を増加又は減少させることにより加工前寸法が得られるように、2つの面の少なくとも一方に位置付けられる。(1つ又は複数の)機械加工可能な層は、纖維状支持面の寸法と加工前寸法との間の差が、纖維状支持面の寸法と所望の機械加工された寸法との間の差よりも大きくなるように、十分厚く作製される。さらに、纖維状支持面の寸法と機械加工された寸法との間の差は、ゼロよりも大きい。このため纖維状支持体には、複合部品を形成するのに複合材料の機械加工中に確実に貫入がなされないようになる。

【0012】

本発明による纖維状構造と機械加工可能な層との組合せは、複合材料の、強度と重量との有益な高い比を有する構造部品を提供し、それと同時にこの部品は、金属部品と同じ手法で精密な寸法に機械加工できるようになる。これらの有益な特徴は、部品を、航空機の一次構造及びその他の構造的応用で使用するのに十分適したものにする。機械加工可能な層は、得られる部品の強度に悪影響を及ぼすことなく、纖維状構造の面上に形成し機械加工できることが発見された。

【0013】

本発明による構造部品は、材料の性質が、構造部品に関する構造要件を満足させるのに十分であることを条件に、同じ材料から構成された纖維状構造及び機械加工可能な層を含んでいてもよい。

【0014】

本発明は、少なくとも1つの機械加工された面及び/又は機械加工された寸法を有する複合部品を提供するために、成型し次いで機械加工することができる、未硬化複合材料を作製するための方法も対象とする。本発明は、未硬化複合材料を硬化するための方法も包含する。さらに本発明は、部品をその他の構造に適正に嵌合するのに複合部品の機械加工が必要と考えられる場合、硬化した複合材料を、部品の初期製作中及び組立プロセス中の両方で機械加工するための方法を包含する。ある範囲の幾何形状を有する一群の機械加工された部品を、同じ幾何形状を有する一群の成型された部品から作製するための方法も、本発明により包含される。

【0015】

本発明の上述の及び多くのその他の特徴及び付随する利点は、添付図面と併せて解釈するときに以下の詳細な記述を参照することによって、より良く理解されよう。

【図面の簡単な説明】

【0016】

【図1】複合部品を形成するために2面が機械加工された、本発明による複合材料を示す図である。機械加工された複合部品は、航空機の一次構造の整合開口に挿入される前の状態が示されている。

【図2】2-2平面で得られた、図1に示される機械加工された複合部品の断面図である。

【図3】本発明により機械加工することができる1面を有する、例示的なクリップ継手の斜視図である。

【図4】本発明による例示的な複合材料を示す、単純化した側断面図であって、繊維状構造の面同士の間の寸法を、機械加工された寸法よりも大きい加工前寸法に増大させる、機械加工可能な層が存在する状態を示す図である。

【図5】本発明により機械加工された複合部品が使用されてもよい航空機の構造領域を示す、単純化した図である。

【図6】本発明による例示的な複合材料を示す、単純化された側断面図であって、繊維状構造の面同士の間の寸法を、機械加工された寸法未満の加工前寸法に減少させる、機械加工可能な層が存在する状態を示す図である。

【図7】本発明により成型され機械加工された、例示的な航空機のガセットの斜視図である。

【図8】本発明により成型され機械加工された、例示的な航空機のクリートの斜視図である。

【図9】本発明により成型され機械加工された、例示的な航空機のシャー・タイの斜視図である。

【図10】本発明により成型され機械加工された、例示的な航空機のブラケットの斜視図である。

【図11】本発明により成型され機械加工された、例示的な航空機のインターロカルの斜視図である。

【図12】本発明により成型され機械加工された、例示的な航空機の連結子又は突起の斜視図である。

【図13】本発明により成型され機械加工された、例示的な航空機の継手の斜視図である。

【図14】繊維状構造及び機械加工可能な層が同じ材料から作製されている、本発明により機械加工する前の例示的な角部の部分斜視図である。

【図15】繊維状構造及び機械加工可能な層が同じ材料から作製されている、本発明により機械加工した後の例示的な角部の部分斜視図である。

【発明を実施するための形態】

【0017】

本発明による機械加工可能な複合材料は、任意の意図される目的で使用されてもよい。しかしこの複合材料は、好ましくは航空宇宙用車両に使用され、特に好ましくは民間航空機及び軍用機に使用される。例えば機械加工可能な複合材料は、非一次（二次）航空機構造を作製するのに使用されてもよい。しかし、機械加工可能な複合材料の好ましい用途は、一次航空機構造と一緒に接続するなどの構造的応用である。一次航空機構造又は部品は、飛行中に著しい応力を受け且つ航空機を制御された飛行で維持するのに不可欠な、固定翼又は回転翼航空機のいずれかの要素である。機械加工可能な複合材料は、一般に耐荷重部品及び構造を作製するためにその他の構造的応用で使用されてもよい。

【0018】

図5は、構造のいずれかの部分として又は接続要素として本発明による機械加工可能な複合材料を含んでいてもよい、いくつかの例示的な一次航空機構造及び部品を含む固定翼航空機を10で示す。例示的な一次部品又は構造には、翼12、胴体14、及び尾部組立体16が含まれる。翼12は、補助翼18、前縁20、翼スラット22、スポイラ24、後縁26、及び後縁フラップ28などのいくつかの例示的な一次航空機部品を含む。尾部組立体16は、ラダー30、フィン32、水平安定板34、昇降舵36、及び尾部38などの、いくつかの例示的な一次部品も含む。機械加工可能な複合材料は、これら構造の全て又は一部、並びに翼桁などのその他の例示的な一次航空機構造を形成するのに使用されてもよい。機械加工可能な複合材料は、一次航空機構造を形成するために一次部品と一緒に接続する、様々なフランジ、クリップ、クリート、ガセット、シャー・タイ、ブラケット、インターロカル、連結子、突起、継手、及びその他の継手の作製に使用されること

が特に好ましい。

【0019】

好ましい例示的な機械加工可能な複合材料を、図4の40で示す。複合材料40は、繊維及び樹脂母材から構成される繊維状構造42を含む。繊維状構造42は、面44と46との間に寸法Dを有する面44と46を有する。複合材料40は、寸法Dよりも大きい機械加工された寸法D_Mを有する複合部品が得られるよう機械加工するために、適応させ又は設計される。機械加工可能な層48及び層50が、繊維状構造の両面に提供される。機械加工可能な層48及び層50は、準等方性の細断されたプリプレグから構成される。機械加工可能な層48及び層50は、厚さt₁及びt₂をそれぞれ有する。2つの機械加工可能な層48及び層50は、寸法Dを増大させて、意図される機械加工された寸法D_Mよりも大きい加工前寸法D_{PM}にする。機械加工可能な層48及び層50の一方又は両方は、D_{PM}を所望のD_Mに減少させるよう十分な材料を除去するために機械加工される。本発明の特徴として、2つの機械加工可能な層は、所望のD_Mを実現するための複合材料の機械加工が繊維状構造42への貫入なしに実現されるように、十分に厚い。

【0020】

(1つ又は複数の)機械加工可能な層がどの程度厚いかを決定するに際し、複合材料及び複合部品に関して様々な寸法D、寸法D_M、及び寸法D_{PM}の値がいくつになるか確立することが必要である。繊維状構造が機械加工中に貫入されないことを保証するために、機械加工される(1つ又は複数の)面上のDとD_Mとの間の差はゼロではないこと、及び機械加工される(1つ又は複数の)面上のDとD_{PM}との間の差はDとD_Mとの間の差よりも大きいことが必要である。DとD_Mとの間の差は、機械加工が終了した後の(1つ又は複数の)機械加工可能な層の厚さに等しく(MLT_M)、DとD_{PM}との間の差は、機械加工前の(1つ又は複数の)機械加工可能な層の厚さに等しい(MLT_{PM})。MLT_{PM}は、図4のt₁+t₂に等しい。

【0021】

ほとんどの構造的応用では、DとD_{PM}との間の差は、DとD_Mとの間の差よりも0.05から40ミリメートル大きくあるべきである。航空機の一次構造への応用では、DとD_{PM}との間の差は、DとD_Mとの間の差よりも0.1から20ミリメートル大きいことが好ましい。MLT_{PM}とMLT_Mとの比は、1:1から50:1の範囲にあるべきである。好ましくは、MLT_{PM}とMLT_Mとの比は、2:1から20:1を形成することになる。さらにDとD_Mとの間の差は、繊維状層が貫入されないこと、及び十分な量の機械加工可能な層(MLT_M)が残されて、機械加工された面及び繊維状構造が層間剥離せず又はその他の方法でそれらの構造的完全性を失わないことを保証するために、少なくとも0.1mm(1面当たり0.05mm)であるべきである。MLT_Mは、特定の部品が供される可能性のある機械加工の量及び程度に応じて、0.1mm(1面当たり0.5mm)から40mm(1面当たり20mm)に及んでもよい。

【0022】

図4の複合材料40は、繊維状構造の両面が、機械加工可能な層で覆われている状態が示される。これは、機械加工された寸法D_Mを有する複合部品が得られるよう複合材料が機械加工される場合、好ましい実施例である。ある場合には、複合部品の寸法は重要でなくともよく、複合材料の1つの面上に精密に機械加工された面が得られることが依然として望まれ又は必要である可能性がある。例えば複合材料の面は、複合部品の面を、対応する部品の面に精密に整合させなければならない場合、機械加工が必要である可能性がある。機械加工された面は平らであってもよく、又は様々な面の凹凸を有していてもよい。これらの状況において、機械加工される面のみが、機械加工可能な層で覆われることが好ましい。機械加工可能な層は、所望の最終的な面の構成がわかっている場合、初期製作中に機械加工することができる。さらに機械加工可能な層は、組立プロセスの一部として機械加工されてもよく、組立プロセスにおいて面が機械加工されて、組立まで精密に確立されない整合部品の面構成に整合するようになる。

【0023】

複合材料が機械加工されて、機械加工された面のみを有し、機械加工された寸法を持たない複合部品が得られる場合には、機械加工可能な層は、機械加工の前及び後の両方で、機械加工可能な層の厚さに関してある要件も満たさなければならない。機械加工可能な層は、下に在る纖維状支持体に貫入することなく面構成全体を機械加工可能な層に機械加工することができるよう、十分厚いものであるべきである。機械加工可能な層の厚さは、機械加工性及び構造強度の所望の利益をもたらすために、1 mmから20 mmの範囲で保たれるべきである。したがって機械加工の深さは、この範囲内に限定されることになる。機械加工可能な層の全体は、下に在る纖維状支持体への貫入がないことを条件に、望みに応じて所々で除去されていてもよい。纖維状支持体への不注意による貫入を避けるために、機械加工後に残される機械加工可能な層の最小限の厚さは、好ましくは少なくとも0.05 mmであるべきであり、好ましくは少なくとも0.1 mmであるべきである。

【0024】

代替の好ましい例示的な、機械加工可能な複合材料を、図6の52で示す。複合材料40は、纖維及び樹脂母材から構成された纖維状構造54を含む。纖維状構造54は、面56、面58、及び面60を有する。面56及び面58は、その間に寸法Dを有する。複合材料52は、寸法D未満の機械加工された寸法D_Mを有する複合部品が提供されるよう、機械加工されるよう適応させ又は設計される。機械加工可能な層62、層64、及び層66は、纖維状構造の3つの面全ての上に設けられる。機械加工可能な層は、無作為な不連続の纖維複合体から構成される。機械加工可能な層62及び層66は、それぞれ厚さt₁及びt₂を有する。2つの機械加工可能な層62及び層66は、寸法Dを、意図される機械加工された寸法D_M未満である加工前寸法D_{PM}まで減少させる。機械加工可能な層62及び層66の一方又は両方は、D_{PM}を所望のD_Mに増加させるのに十分な材料が除去されるように、機械加工される。2つの機械加工可能な層の厚さは、上記と同じ指針に従い決定される。層は、所望のD_Mを実現するための複合材料の機械加工が纖維状構造54への貫入なしに実現されるように、十分厚い。

【0025】

機械加工可能な層64は、開口68に合わせて精密な深さが得られるように、又は精密な面構成が必要な場合には、層62及び層66と同時に機械加工されてもよい。或いは機械加工可能な層64は、組立プロセスの変動に順応させるため、後で機械加工してもよい。例えば開口68の深さは、組立プロセスの一部として開口68内に挿入される対応部品に整合させるため、増大させ又は別の方法で機械加工する必要がある可能性がある。組立プロセスの一部として機械加工した場合、機械加工可能な層64は、纖維状構造54内に貫入することなく開口68の深さの予測される変動に対して層の機械加工を合わせるため、十分厚くなければならない。

【0026】

例示的な複合部品を、図1及び図2に70で示す。複合部品70は、整合構造部品76の開口74に精密に嵌合するよう機械加工された状態の、機械加工された端部72を含む。穴78及び穴80が、部品72及び部品76にそれぞれ成型及び/又は機械加工されて、部品を一緒に接続するためのボルト又はその他の締め具を挿入させるようにしている。機械加工された端部72は、整合高さ寸法D₀を有する開口74内に嵌合するよう精密に寸法決めされた、機械加工された寸法D_Mが得られるように機械加工されている。機械加工された端部72は、開口74の深さT₀に整合する距離T_Mだけ先端から奥へと機械加工されている。機械加工された端部72は、開口74の幅W₀に整合する幅W_Mも有する。

【0027】

図2に示されるように、複合部品は、一方向(UD)纖維及び樹脂母材から構成される纖維状構造82を含む。UD纖維は、多くの構造的応用に使用されることが一般に好ましい。纖維状構造82は、寸法Dだけ離れている2つの面84及び面86を有する。機械加工可能な層88及び層90が、それぞれ面84及び面86上に設けられ、これらは纖維状構造82のUD纖維の方向に平行に走っている。機械加工可能な面92が複合部品の端部

に設けられる。機械加工可能な面 9 2 は、UD 繊維の方向に垂直に走り、組立プロセス中に機械加工されて、 T_0 の変動に整合して T_M の精密な変更が行われるように、且つ組立プロセス中に穴 7 8 及び穴 8 0 の適正な位置合わせが確実になされるように、設計されている。複合部品 7 0 は、精密な寸法 D_M を得るために製造プロセス中に機械加工され、且つ製造後に生じ得る寸法及び位置合わせの変動に適合させるため後で寸法 T_M を変化させるよう機械加工可能である、複合部品の一例である。

【0028】

例示的な部品 7 0 は、本発明が構造的応用で使用される複合材料の機械加工を提供する、多様性の程度を実証する。材料を製造中及び製造後に機械加工できるだけではなく、UD 繊維に平行でありまた垂直な、両方の複合材料の面も機械加工することができる。複合部品 7 0 が挿入される開口 7 4 は、単一構造部品 7 6 の精密開口として示されている。開口 7 4 は、複合部品 7 0 に接続されている 2 つの構造部品によって画定できることも理解されよう。その結果、開口 7 4 の寸法 D_0 は、組立操作中に変化する可能性がある。そのような状況において、機械加工可能な層 8 8 及び層 9 0 の機械加工は、開口 7 4 の精密なサイズが確立されるまで遅らせることが考えられる。精密なサイズ又は精密な寸法は、本明細書で使用される場合、少なくとも $\pm 0.5 \text{ mm}$ 、好ましくは $\pm 0.25 \text{ mm}$ の正確さであるサイズ又は寸法を意味する。

【0029】

図 1、図 2、図 4、及び図 6 に示される例示的な複合材料及び機械加工された複合部品は、本発明の様々な態様を実証するために、単純化されたかなり一般的な形で示されている。図 3 では、航空機の一次構造部品を一緒に接続するのに使用される例示的な複合航空機クリップが、9 4 で示されている。クリップ 9 4 は、穴 9 8 を介して第 1 の一次航空機構造（図示せず）に接続するよう設計されたフランジ 9 6 を含む。クリップ 9 4 はさらに、第 2 の一次航空機構造（図示せず）に接続するよう設計されたフランジ 1 0 0 を含む。フランジ 1 0 0 は、本発明による機械加工可能な面 1 0 2 及び面 1 0 4 を含む。機械加工可能な面 1 0 2 及び面 1 0 4 は、クリップ本体を形成する繊維状構造と共に成型される。フランジ 1 0 0 は、図 4 で表される断面を有する。

【0030】

フランジ 1 0 0 に関する様々な断面寸法 D 、寸法 D_{PM} 、及び寸法 D_M は、上述の指針に従って決定される。クリップ 9 4 のような構造クリップ継手の場合、 D は 2 mm から 5 mm であり、 D_{PM} は 4 mm から 7 mm であり、但し t_1 及び t_2 がほぼ等しいことが好ましい。繊維状構造は、好ましくは UD 繊維及び樹脂母材から作製され、この UD 繊維は、最大限の構造接続強度を得るために、当技術分野で知られるようにフランジ 9 4 内に指向的に配列される。フランジ 9 6 を、第 1 の構造部品にボルトで締め、リベットで留め、又はその他の方法で固定する。次いで第 2 の構造部品へのクリップ 9 4 の精密な嵌合が必要とされる、適切な D_M を決定する。次いで機械加工可能な層 1 0 2 及び / 又は層 1 0 4 の一方又は両方を、 D_{PM} から D_M に減少するように機械加工する。好ましい実施例では、 D は 3.5 から 5.0 mm になり、 D_{PM} は 4.5 から 7.0 mm になり t_1 及び t_2 は等しい。

【0031】

クリップ 9 4 の一般的な用途は、航空機の構造枠、ストリンガ、又はリブを、胴体又は翼のスキンに様々な位置で接続することである。胴体スキンの変化する輪郭は、種々のクリップの位置で、ストリンガとスキンとの間の間にばらつきをもたらす。したがって、フランジ 1 0 0 が、ある範囲の面プロファイル又は厚さを有するクリップ 9 4 を、提供する必要がある。本発明による（1つ又は複数の）機械加工可能な層の使用は、同じフランジ幾何形状（ D_{PM} ）を有する一群のクリップ 9 4 を成型し、次いでフランジを機械加工して様々な量の機械加工可能な層を除去することにより、（1つ又は複数の）機械加工可能な層の厚さによってのみ限定される範囲全体を通して変化させることのできるフランジ幾何形状（ D_M ）を有する、一群のクリップを提供することを可能にする。このタイプの組み合わされた成型機械加工操作は、構造ストリンガを胴体スキンに接続するときに必要

とされる様々なフランジ幾何形状 (D_M) を作製するのに必要な、種々の金型の数を大幅に削減する。さらにクリップは、胴体スキンとストリングとの精密な嵌合をもたらすために、必要に応じて、取付け中にさらに機械加工することができる。

【0032】

機械加工可能な層が位置付けられる纖維状構造は、構造的応用に典型的に使用される纖維状構造のいずれか、特に、航空機の一次構造を一緒に接続するのに使用される継手であってもよい。纖維状構造は、纖維及び樹脂母材を含有する。纖維は、構造的応用に適した任意の材料から作製されてもよい。ガラス纖維、炭素纖維、又はアラミド（芳香族ポリアミド）纖維などの纖維が適している。纖維は、好ましくは炭素纖維である。

【0033】

纖維は、亀裂の入った（けん切された）若しくは選択的に不連続の纖維、又は連続纖維であってもよい。纖維は、織られており、捲縮されておらず、不織であり、又は一方向であってもよい。織られた形の纖維は、平織、繡子織、又は綾織のスタイルから選択されてもよい。そのようなスタイル及び形は、複合体強化の分野で周知であり、いくつかの会社から市販されている。纖維は、数百本のフィラメントから12,000本又はそれ以上のフィラメントを含有していてもよい。好ましい纖維配向は一方向（UD）であり、一方向に向いた連続纖維で作製されたテープとして典型的には供給される。

【0034】

樹脂母材は、典型的には構造的応用で使用される熱硬化性及び／又は熱可塑性樹脂のいずれかから構成されてもよい。好ましくは、未硬化樹脂母材の量は、複合材料の25から40重量%の間になる。樹脂母材は、構造複合材料に使用されるエポキシ樹脂、ビスマレイミド樹脂、ポリイミド樹脂、ポリエステル樹脂、ビニルエステル樹脂、シアノ酸エステル樹脂、フェノール樹脂、又は熱可塑性樹脂のいずれかであってもよい。例示的な熱可塑性樹脂には、ポリ硫化フェニレン（PPS）、ポリスルホン（PS）、ポリエーテルエーテルケトン（PEEK）、ポリエーテルケトンケトン（PEKK）、ポリエーテルスルホン（PES）、ポリエーテルイミド（PEI）、ポリアミド-イミド（PAI）が含まれる。PES、PEI、及び／又はPAIなどの熱可塑性樹脂で強靱にしたエポキシ樹脂は、好ましい樹脂母材である。航空宇宙産業で使用されるタイプのUDテープに典型的に存在する樹脂が好ましい。樹脂母材としての使用に適した例示的な熱可塑性強靱樹脂は、米国特許第7,968,179 B2号及び米国特許第7,754,322 B2号と、米国特許出願第12/764,636号に記載されている。

【0035】

一方向（UD）テープは、纖維状構造を形成するのに使用されるプリプレグの好ましいタイプである。一方向テープは、商業的供給元から入手可能であり、又は公知のプリプレグ形成プロセスを使用して製作してもよい。UDテープの寸法は、作製される特定の複合部品に応じて広く様々なにすることができる。例えばUDテープの幅（UD纖維に垂直な寸法）は、約1.3cm（0.5インチ）から約30cm（1フィート）又はそれ以上に及んでもよい。テープは、典型的には0.01から0.03cm（0.004から0.012インチ）の厚さになり、UDテープの長さ（UD纖維に平行な寸法）は、部品のサイズ及び部品内のUDテープの各小片の特定の向きに応じて、1.3cm（0.5インチ）から1メートル（数フィート）又はそれ以上にまで様々なに変化してもよい。

【0036】

好ましい例示的な、市販の一方向プリプレグは、Hexcel Corporation (Dublin, California) から入手可能なHexPly（登録商標）8552である。HexPly（登録商標）8552は、アミン硬化強靱エポキシ樹脂母材を34から38重量%に及ぶ量で含有し且つ3,000から12,000本のフィラメントを有する炭素又はガラスUD纖維を含有する、様々な一方向テープ構成として入手可能である。纖維は、典型的にはUDテープの60体積%を占める。好ましいUD纖維は炭素纖維である。

【0037】

繊維状構造を、まず未硬化構造として形成し、これを所望の未硬化の機械加工可能な層と組み合わせ、次いで機械加工可能な層及び繊維状構造を单一の成型複合材料として含む最終的な硬化複合材料が得られるように成型する。クリップ及び比較的複雑な形状を有するその他の構造継手又は部品を製作するのにUDテープを使用するための例示的な手順は、米国特許出願第12/561,492号に記載されている。

【0038】

本発明によれば、機械加工可能な層は、部品に使用される構造繊維材料と同じプロセス条件下で硬化することができる、無作為で不連続な繊維複合体(DFC)から構成される。準等方性の細断されたプリプレグは、HexMC(登録商標)という商標名でHexcel Corporation(Dublin, CA)から市販されているDFCの形である。HexMC(登録商標)は、米国特許出願第11/476,965号に記載されている航空宇宙用物品を含めた様々な目的で、また米国特許第7,510,390号に記載されている高強度の金型を作製するための材料として、使用してきた。

【0039】

準等方性(Q-I)プリプレグは、一方向繊維テープ及び樹脂母材のセグメント又は「チップ」から構成される。Q-Iプリプレグは、典型的には、細断された一方向テープ・プリプレグの無作為に配向されチップで作製された、マットとして供給される。チップのサイズは、(1つ又は複数の)機械加工可能な層のサイズ及び機械加工がどの程度精密になされるかに応じて、繊維のタイプと同様に変化させてもよい。チップは、幅約0.85cm(1/3インチ)、長さ約5cm(2インチ)、及び厚さ約0.015cm(0.006インチ)であることが好ましい。チップは、炭素、ガラス、アラミド、ポリエチレン、又は航空宇宙産業で一般に使用される繊維タイプのいずれかにすることができる、一方向繊維を含む。炭素繊維が好ましい。チップは、マット内に無作為に配向され、比較的平らに置かれている。これは、その横等方性をマットに与える。

【0040】

チップ又はセグメントを形成するように細断されたUDテープ・プリプレグは、エポキシ、フェノール、ビスマレイミド、及びシアネットを含めた航空宇宙用プリプレグに一般に使用される樹脂の、いずれかにすることができる樹脂母材を含む。繊維状構造に使用されるタイプのエポキシ樹脂が好ましい。熱可塑性樹脂で強靭化された熱硬化性樹脂は、機械加工可能な面が機械加工されるときに破断又は層間剥離に対してより耐える傾向にあるので、好ましい。チップの樹脂含量は、合計プリプレグ重量の25から45重量%の間で変化してもよい。樹脂含量が35から40重量%の間であるチップが好ましい。追加の樹脂は、準等方性の細断プリプレグを形成する場合、典型的にはプリプレグ・チップに添加されない。初期プリプレグに存在する樹脂は、マットが形成されるようにチップと一緒に結合するのに十分である。

【0041】

準等方性細断プリプレグは、所望の幅の一方向プリプレグ・テープ又はトウを購入することによって又は作製することによって、作ることができる。次いでテープ又はトウを所望の長さのチップに細断し、チップを平らに置いて一緒に加圧することにより、無作為に配向したチップのマットを形成する。チップは、プリプレグ樹脂の存在により、本来一緒に結合するものである。しかし好ましい方法は、HexMC(登録商標)又は同等の市販の準等方性細断プリプレグを購入することである。

【0042】

例示的な好ましい準等方性細断プリプレグ材料は、HexMC(登録商標)8552/AS4である。この準等方性細断プリプレグ材料は、幅46cm及び厚さ0.20cmであるマットの連続ロールとして供給される。HexPly(登録商標)8552/AS4一方向繊維プリプレグが、準等方性マットで無作為に配向しているチップを作製するのに使用される。HexPly(登録商標)8552/AS4プリプレグは、厚さ0.016cmであり且つ繊維面積重量が約145g/m²の、炭素繊維/エポキシ一方向テープである。テープの樹脂含量は38重量%であり、この樹脂(8552)は熱可塑性強靭エポ

キシである。テープには、0.85 cmのストリップが得られるようにスリットが入れられており、長さ5 cmのチップが得られるように細断される。チップ密度は約1.52 g/cm³である。その他の例示的な準等方性細断プリプレグは、EMC 116/AS4（エポキシ/炭素繊維）、8552/IM7（熱可塑性強靭エポキシ/炭素繊維）、3501-6/T650（エポキシ/炭素繊維）、及びM21/IM7（熱可塑性強靭エポキシ/炭素繊維）など、その他のHexPly（登録商標）一方向プリプレグ・テープを使用して作製することができる。HexMC（登録商標）8552/AS4及びM21/IM7は、本発明による機械加工可能な層を形成するのに使用される、好ましい準等方性細断プリプレグである。

【0043】

準等方性細断プリプレグは、成分が硬化する前にも所望の機械加工可能な面が形成されるよう、繊維状構造の面に適用されることが好ましい。次いで得られた未硬化複合材料を、従来の成型手順を使用して硬化/成型することにより、硬化した複合材料を形成する。次いで硬化した機械加工可能な層を、上述のように機械加工して、最終的な複合部品を得る。繊維状支持体及び機械加工可能な層で使用される母材樹脂及び繊維は、同じであることが好ましい。しかし、樹脂及び/又は繊維が適合性があり且つ硬化中又はその後の機械加工中に層間剥離又はその他の有害反応をもたらさないことを条件として、望みに応じて異なる樹脂及び/又は繊維を繊維状支持体及び機械加工可能な層に使用してもよい。

【0044】

任意の適切な硬化/成型手順を、未硬化複合材料を硬化/成型するのに使用してもよい。繊維状構造及び機械加工可能な層は、等温条件での成型が可能になるよう未硬化複合材料をステージングするステップを含む多段階プロセスを使用して、圧縮成型によって共硬化することが好ましい。ステージングされていない代替例が利用可能であり、ランプ・プレス・サイクル又はオートクレーブ成型と共に使用することができる。しかし、未硬化複合材料は、硬化前にステージングされることが好ましい。ステージングは、機械加工可能な層及び繊維状構造を柔軟な材料から硬い固体状態へと一般に変形させる、開放空気炉プロセスである。160から177での10から20分間のステージングが好ましい。ステージング時間及び温度は、成型される部品のサイズ、望まれる流れの量、望まれる荷重時間の長さ、及び最終硬化温度に依存する。一旦ステージングされると、材料は冷却され、後の処理のために冷凍庫内で貯蔵することができる。

【0045】

最終硬化時間は、等温硬化温度の関数であり、成型される複合材料のサイズ及び特定の樹脂母材にも依存する。最終硬化時間は、厚さ3 mm以下の複合材料の場合、10分程度に短くすることができる。一般則として、部品の厚さが3 mmを超える部品の厚さでは1.5 mm増加するごとに5分の硬化時間が加えられ、最小限の硬化条件は、厚さ3 mm以下の部品の場合10分及び204に設定される。より低い等温硬化温度を使用して、部品の荷重を容易にすることができる、又はより長い時間を用いて加圧前の厚い部品の投入温度を均等化することができる。ステージングが望ましくない場合、金型の中に溜めて、伝統的なランプ及び保圧硬化を部品に行うことが可能である。しかしステージングは、成型プロセス中の樹脂の流れを制限するために好ましい。

【0046】

（1つ又は複数の）機械加工可能な層及び繊維状構造は、好ましくは、剪断エッジ（約0.038 cm（0.015インチ）以下）を備えたマッチドメタル又は複合体金型を使用して約35～約141 kg/cm²（500～2000 psi）の範囲の圧力で硬化した複合材料を形成するように成型される。等温金型温度は、177から204に及んでもよく、硬化時間は一般に10から45分間に及ぶ。高圧成型は、複雑な形状をした部品を作製するのに典型的には有用である。複雑な形状を持たない部品の場合、他の成型プロセスを望みに応じて使用してもよい。

【0047】

従来の真空バッギング技法を使用して、硬化した複合材料が形成されるように未硬化複

合材料を成型することも、適切である。例えば未硬化複合材料は、包封バッグを行って、約 7 kg / cm² (100 psi) 及び完全真空を使用し且つ温度を 177 まで 1 分当たり 1.7 上昇させ次いで複合材料を 177 で 2 時間ポストキュアするステップを使用した、伝統的なオートクレーブ・サイクルにかけることができる。

【0048】

複合材料を硬化し / 所望の形状に成型した後、次いで (1つ又は複数の) 機械加工可能な層を公知の機械加工プロセスのいずれかにより機械加工して、十分な量の機械加工可能な層を除去することにより、機械加工に必要な部品の面上で D_{PM} から D_M に移行することができる。機械加工可能な面の機械加工は、鋼の機械加工で一般に使用される公知の機械加工用具及び技法のいずれかを使用して、実現することができる。そのような機械加工用具は、典型的には、炭化物及びダイヤモンドでコーティングされた数値制御 (N/C) カッタを用いる。±0.1 mm 以下程度の典型的な面の公差は、本発明による機械加工可能な層が標準的な機械加工用具を使用して機械加工されたときに、実現することができる。望むなら、微細なサンダー仕上げ材料又はその他の研磨艶出し材料を、当技術分野で公知であるように使用することにより、最終的に精密な変更を、機械加工された面に行うことができる。

【0049】

航空機の構造部品を一緒に接続するのに使用される例示的なガセットを、図 7 に 110 で示す。ガセット 110 は、穴 114 を介して航空機構造に固定されるベース部分 112 と、別の航空機構造部品に固定されるフランジ部分 116 とを含む。フランジ部分 116 は、本発明による機械加工可能な層 118 を含む。機械加工可能な層 118 は、最大 20 mm の厚さにすることができる。フランジ部分が同じ厚さを有する場合、多数のガセット 110 を形成するのに単一の金型を使用することができる。次いで組立体の幾何形状の変動に合わせるためにフランジ部分の厚さを 20 mm まで変化させる可能性がある場合には、異なるフランジの厚さを有する一群のガセットを多数の成型ガセットから作製することができる。典型的なガセットの場合、成型されたフランジ部分 116 (D_{PM}) の全厚は 5 から 15 mm の間になり、機械加工可能な層は 1 から 5 mm の間の厚さになる。

【0050】

例示的な航空機用クリートを、図 8 の 120 で示す。クリート 120 は、穴 123 を介して航空機構造に固定されるベース部分 122 を含む。クリート 120 はさらに、第 2 の航空機構造に接続されるフランジ 124 を含む。フランジ 124 は、本発明による機械加工可能な層 126 を含む。機械加工可能な層 126 は、典型的には最大 5 mm の厚さであり、下に在る繊維状構造は 3 から 20 mm の厚さである。機械加工可能な層は、ある範囲の面プロファイル又は厚さを有する一群のクリートを生産するために、製作プロセス中に機械加工されてもよく、且つ / 又はクリート・ベース及びフランジとそのそれぞれの航空機構造との精密な嵌合を確実にするために、組立操作中に個々に機械加工することができる。

【0051】

例示的な航空機シヤーを、図 9 の 128 で示す。シヤー・タイ 128 は、航空機の 2 つの構造部品を一緒に接続するための、ベース部分 130 及びフランジ部分 132 を含む。フランジ部分 132 は、本発明による機械加工可能な層 134 及び層 136 を含む。異なる量の、機械加工可能な層 134 及び層 136 は、航空機構造と精密に接合するよう厚さ及び / プロファイルが変化するフランジを提供するために、フランジ部分 132 に沿った異なる場所で除去することができる。除去される機械加工可能な層の量は、フランジが接合する航空機構造の輪郭に沿うために、機械加工可能な層の厚さの 0 から 100 % まで変化してもよい。

【0052】

例示的な航空機ブラケットを、図 10 の 138 で示す。ブラケット 138 は、ベース部分 140 と 2 つのフランジ部分 142 及び部分 144 とを含む。ブラケット・ベース 140 は、1 つの航空機構造に固定され、第 2 の航空機構造はフランジ 140 及びフランジ 1

42に固定される。第2の航空機構造は、フランジ同士の間及び／又はフランジの周りに挿入されてもよい。第2の航空機構造が、フランジ同士の間の空間154に挿入される場合、フランジは、機械加工可能な面148及び面152を含む。第2の航空機構造が、フランジの間及び周りに挿入されるように設計される場合、フランジは、機械加工可能な面146、面148、面150、及び面152を含むことになる。4つの機械加工可能な面の使用は、比較的広い範囲にある利用可能で機械加工可能な寸法(D_M)をもたらす。ブラケット138が4つの機械加工可能な面を含む場合、ブラケットの断面構造は、機械加工可能な面が部品52の外面57及び外面59にも位置付けられていると考えられること以外、図6に示される一般的部品に類似する。

【0053】

航空機の2つの構造を一緒に接続するための例示的なインターロコスタルを、図11の160で示す。インターロコスタル160は、ベース部分162と、フランジ部分164、フランジ部分166、及びフランジ部分168とを含む。フランジ164は、片面又は両面に、本発明による機械加工可能な層を含んでいてもよい。さらにフランジ166及びフランジ168は、片面又は両面に、機械加工可能な層を含んでいてもよい。

【0054】

例示的な航空機用連結子又は突起を、図12に170で示す。連結子170は、連結子を航空機構造に取着するための穴174を含むベース部分172を含む。連結子170は、ピン又はその他のロッド形状の継手又は航空機構造に接続するための穴178を含む端部176も含む。連結子の底面180は、ベースの機械加工によって、接続される航空機構造に精密に整合する面が提供されるように、本発明による機械加工可能な層を含んでいてもよい。さらに、穴178を画定する円形の面182は、穴178の直径が機械加工可能な層の厚さの限度内で変化する場合、一群の連結子を単一の金型から作製することが可能である機械加工可能な面を含んでいてもよい。円形の面182上の機械加工可能な層は、連結子のベース部分を形成するのに典型的に使用されるUD纖維に垂直である。そのようなUD纖維は、穴がUD纖維本体内に直接機械加工される場合、層間剥離及びほつれを受け易い。面182としての機械加工可能な層の成型は、これらの問題を排除し、ある範囲の精密な寸法に開口178を機械加工できるという追加の利益もたらす。

【0055】

例示的な航空機用継手を図13の190で示す。継手190は、ベース・プレート192及びフランジ部分194を含む。ベース・プレート192は、プレートを航空機構造に取着するための穴196を含む。フランジ194は、ピン又はその他のロッド形状の継手又は航空機構造を接続するための穴198を含む。穴198は、連結子170の穴178と同じ手法で、機械加工可能な層で裏打ちされていてもよい。さらに、面200及び面202は、本発明による機械加工可能な層を含んでいてもよい。面200及び面202の機械加工は、フランジ194が航空機構造の開口内に精密に嵌合しなければならない場合に必要と考えられる。

【0056】

いくつかの複合パネルは、HexMC(登録商標)8552/ASTM不連続纖維複合プリプレグから全体が形成された。パネルを従来の成型技法により成型して、纖維状支持体及び機械加工可能な層が同じ材料から構成されるパネルを提供した。機械加工前に、パネルは図4と同じ断面を有しており、 D_{PM} は4.2から6.2mmに及んでいた。4.2mmよりも厚い成型されたパネルを、機械加工されたパネル全てが4.2mmの D_M を有するように様々な程度まで機械加工した。パネルのいくつかを、片面のみ機械加工し、いくつかは両面に機械加工した。試験クーポンを各パネルから切断し、ASTM D3039、ASTM D6484、及びEN 2563にそれぞれ従って張力、圧縮、及び短梁剪断を含めた機械試験を実施するために使用した。全ての場合において、パネルの機械加工は、機械加工されていないパネルと比較した場合、測定された性質に悪影響を及ぼさなかつた。

【0057】

角部を図14の204で示す。角部204は、厚さA及び厚さBをそれぞれ有する部分206及び部分208を含む。いくつかの角部204も、HexMC（登録商標）8552/AS4不連続纖維複合プリプレグで成型した。ある群の角部は、AとBの両方が4.2mmに等しい参照角部が得られるように成型した。別の群の角部は、Aが4.2mmに等しくBが4.7mmに等しい、機械加工用の部品が得られるように成型した。これらの部品は、部分212と214が共に4.2mmの厚さを有する図15に示される機械加工された角部210を得るために、部分208の厚さが削減されるよう機械加工した。試験クーポンを、参照部品及び機械加工された部品から切断した。試験クーポンは、ASTM D6415に従い層間剪断試験を実施するために使用した。全ての場合において、角部の機械加工は、参照の正味の成型角部に比べて測定された性質に悪影響を及ぼさなかった。

【0058】

図3に示されるクリップ継手94に類似した参照部品を、HexMC（登録商標）8552/AS4 DFCプリプレグ又はHexPly（登録商標）8552一方向纖維プリプレグを使用して圧縮成型した。参照クリップ継手は、1.8mmの均一な厚さに成型した。機械加工するためのクリップ継手も、HexMC（登録商標）8552/AS4 DFCプリプレグを単独で、又はHexMC（登録商標）8552/AS4 DFCプリプレグ及びHexPly（登録商標）8552一方向纖維プリプレグの組合せを使用して、圧縮成型した。これらの機械加工可能なクリップ継手は、機械加工可能なクリップ継手の面100が2.3mmの厚さになるよう成型されたこと以外、参照クリップ継手と同じであった。予備の0.5mmの厚さは、HexMC（登録商標）8552/AS4 DFCプリプレグから構成された。これは、2つのタイプの機械加工可能なクリップ継手を提供了。1つは、2.3mmの厚さの面が、成型されたHexMC（登録商標）8552/AS4 DFCプリプレグから全体が構成されたものであり、もう1つは、2.3mmの厚さの面が、成型されたHexPly（登録商標）8552一方向纖維プリプレグの1.8mmの厚さの層と成型されたHexMC（登録商標）8552 DFCプリプレグの0.5mmの厚さの層とから構成されて、継手の面102上に位置付けられたものである。

【0059】

機械加工可能なクリップ継手を、面102で機械加工することにより、面100の厚さを1.8mmに削減した。クリップ継手は、成型されたHexPly（登録商標）8552一方向纖維プリプレグの層に貫入するようには機械加工されなかった。参照及び機械加工されたクリップ継手を、典型的な曲線を描く航空機胴体スキンと枠組立体である2つの部品に機械的に固定した。次いでクリップ継手を、このタイプの一次航空機構造接続に関する極めて重要な荷重係数の2つである、張力及び剪断荷重にかけた。機械加工されたクリップ継手は、張力と剪断荷重の両方に関して参照の正味の成型クリップ継手よりも良好に機能することを見出した。機械加工されたクリップ継手の性能の、この予期せぬ増大は、少なくとも部分的には機械加工により得られた部品同士のより良い嵌合によって引き起こされたと考えられる。本発明によれば、成型されたクリップ継手は、より厳しい公差までその他の部品の幾何形状に整合するように、精密に機械加工することができ、それによって、成型されたクリップ継手がいかなる機械加工もなしに使用される場合に生じ得る先行応力の量が削減される。

【0060】

前述の実例から明らかなように、本発明による成型された複合部品の機械加工は、一緒に接続された部品同士の間の接合を強化するという追加の利益をもたらす。さらに、UD纖維状本体の面上にHexMC（登録商標）8552/AS4 DFCプリプレグの機械加工可能な層を含むことにより、UD纖維状本体の損傷公差を増大させるという予期せぬ追加の利益が得られることがわかった。

【0061】

このように、本発明の例示的な実施例について記述してきたが、当業者なら、開示されているものは単なる例示であって、様々なその他の変更、適応、及び修正を本発明の範囲内

で行うことができるに留意すべきである。したがって本発明は、上述の実施例により限定されず、以下の特許請求の範囲によってのみ限定される。

【誤訳訂正 2】

【訂正対象書類名】特許請求の範囲

【訂正対象項目名】全文

【訂正方法】変更

【訂正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

少なくとも 1 つの機械加工された面を有する複合部品が提供されるように、機械加工することができる複合材料であって：

纖維及び樹脂母材を含み、少なくとも 1 つの面を有する纖維状構造と；

前記纖維状構造の前記面上に位置付けられ、無作為に配向された短纖維及び樹脂母材を含んだ不連続纖維複合体を含む機械加工可能な層であり、前記層の一部を除去する機械加工によって、前記纖維状構造内に貫入することなく前記機械加工された面を提供することが可能になるよう十分厚い層と

を含む、複合材料。

【請求項 2】

前記纖維状構造が一方向纖維を含む、請求項 1 に記載の複合材料。

【請求項 3】

前記纖維状構造が少なくとも 2 つの面を有し、前記 2 つの面はある距離だけ離れており、前記層は、加工前寸法を得るよう前記 2 つの面の少なくとも 1 つの上に位置付けられ、前記層は、前記ある距離と前記加工前寸法との間の差が前記ある距離と前記機械加工された寸法との間の差よりも大きくなるよう十分厚いものである、少なくとも 1 つの機械加工された寸法を有する複合部品が提供されるように機械加工することができる、請求項 1 に記載の複合材料。

【請求項 4】

前記加工前寸法を前記機械加工された寸法に増大させ又は削減するために、十分な量の前記層を除去するように機械加工された、請求項 3 に記載の複合材料を含む機械加工された複合部品。

【請求項 5】

前記層が、前記 2 つの面のそれぞれの上に位置づけられ、前記 2 つの面はそれらの間に前記ある距離を有する、請求項 3 に記載の複合材料。

【請求項 6】

前記加工前寸法を前記機械加工された寸法に増大させ又は削減するために、十分な量の前記層を除去するように機械加工された、請求項 5 に記載の複合材料を含む機械加工された複合部品。

【請求項 7】

前記無作為に配向された短纖維が、細断された一方向テープ・プリプレグの無作為に配向されたチップとして提供される、請求項 1 に記載の複合部品。

【請求項 8】

少なくとも 1 つの機械加工された面を有する複合部品が提供されるように、機械加工することができる、複合材料を作製するための方法であって：

纖維及び未硬化樹脂母材を含み、少なくとも 1 つの面を有する纖維状構造を提供するステップと；

前記纖維状構造の前記面の 1 つ又は複数の上に位置付けられた機械加工可能な層であり、無作為に配向した短纖維及び未硬化樹脂母材を含んだ不連続纖維複合体を含み、前記層の一部を除去する機械加工によって前記纖維状構造に貫入することなく前記機械加工された面を提供することができるよう十分に厚い、層を提供するステップと；

前記纖維状構造中の前記未硬化樹脂母材、及び前記層を硬化するステップとを含む方法。

【請求項 9】

前記纖維状構造が一方向纖維を含む、請求項 8 に記載の複合材料を作製するための方法。

【請求項 10】

前記無作為に配向した短纖維が、細断された一方向テープ・プリプレグの無作為に配向されたチップとして提供される、請求項 8 に記載の複合材料を作製するための方法。

【請求項 11】

請求項 3 に記載の複合材料を提供するステップと；
前記纖維構造内に貫入することなく前記機械加工された面を得るのに十分な量の前記層を除去するために、前記層を機械加工するステップと
を含む、複合部品を作製するための方法。

【請求項 12】

少なくとも 1 つの機械加工された寸法を有する複合部品を得るために前記複合材料が機械加工され、前記纖維状構造がある距離だけ離れた少なくとも 2 つの面を有し、前記層は、加工前寸法を得るように前記 2 つの面の少なくとも 1 つの上に位置付けられ、前記層は、前記ある距離と前記加工前寸法との間の差が前記ある距離と前記機械加工された寸法との間の差よりも大きくなるよう十分に厚いものである、請求項 11 に記載の複合部品を作製するための方法。

【請求項 13】

纖維及び硬化した樹脂母材を含んだ纖維状構造を含み、前記纖維状構造は、少なくとも 1 つの面及び前記面上に位置付けられた第 1 の層を有し、前記第 1 の層は、無作為に配向した短纖維及び硬化した樹脂母材を含んだ不連続纖維複合体を含み、前記第 1 の層は、第 1 の機械加工された面が得られるようにその一部を除去する機械加工がされている、第 1 の部品と；

前記第 1 の部品に取着され、前記第 1 の部品上の前記第 1 の機械加工された面に対して嵌合する少なくとも 1 つの面を含む、第 2 の部品と
を含む、組立体。

【請求項 14】

前記第 1 の部品及び第 2 の部品が締め具により一緒に取着されている、請求項 13 に記載の組立体。

【請求項 15】

前記第 1 の部品が、第 2 の面と、前記第 2 の面上に位置付けられた第 2 の層とを含み、前記第 2 の層が、無作為に配向した短纖維と硬化した樹脂母材とを含む不連続纖維複合体を含み、前記第 2 の層は、第 2 の機械加工された面が得られるようにその一部を除去する機械加工がされており、前記第 2 の部品は、前記第 1 の部品上の前記第 2 の機械加工された面に対して嵌合する第 2 の面を含む、請求項 13 に記載の組立体。

【請求項 16】

前記第 1 及び第 2 の面が、前記第 1 の部品が位置付けられる開口を画定するように前記第 2 の部品上に位置付けられ、それによって、前記第 2 の部品の前記第 1 の面に対する前記第 1 の機械加工された面の前記嵌合がもたらされ、前記第 2 の部品の前記第 2 の面に対する前記第 2 の機械加工された面の前記嵌合がもたらされる、請求項 15 に記載の組立体。

【請求項 17】

前記第 1 及び第 2 の機械加工された面が、前記第 2 の部品が位置付けられる開口を画定するように前記第 1 の部品上に位置付けられ、それによって、前記第 2 の部品の前記第 1 の面に対する前記第 1 の機械加工された面の前記嵌合がもたらされ、前記第 2 の部品の前記第 2 の面に対する前記第 2 の機械加工された面の前記嵌合がもたらされる、請求項 15 に記載の組立体。

【請求項 1 8】

前記第1の部品及び第2の部品が締め具で一緒に取着される、請求項15に記載の組立体。

【請求項 1 9】

請求項13に記載の組立体をその構造の一部に含む航空機。

【請求項 2 0】

請求項15に記載の組立体をその構造の一部に含む航空機。