(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7357447号
(P7357447)

(45)発行日　令和5年10月6日(2023.10.6)

(24)登録日　令和5年9月28日(2023.9.28)

(51)国際特許分類		FI		
B32B 5/28 (2006.01)		B32B	5/28	Z
B32B 5/02 (2006.01)		B32B	5/02	B
B32B 27/12 (2006.01)		B32B	27/12	
B32B 27/06 (2006.01)		B32B	27/06	

請求項の数　8　外国語出願　（全14頁）

(21)出願番号　特願2019-591(P2019-591)
(22)出願日　平成31年1月7日(2019.1.7)
(65)公開番号　特開2019-162859(P2019-162859A)
(43)公開日　令和1年9月26日(2019.9.26)
審査請求日　令和4年1月6日(2022.1.6)
(31)優先権主張番号　15/865,451
(32)優先日　平成30年1月9日(2018.1.9)
(33)優先権主張国・地域又は機関
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　110002077
園田・小林弁理士法人
(72)発明者　チルダース， クリストファー エイチ.
アメリカ合衆国 カリフォルニア ９２６４７， ハンティントン ビーチ， ボルサ アヴェニュー ５３０１， ザ ボーイング カンパニー
(72)発明者　ボグッキ， グレッグ アール.
アメリカ合衆国 カリフォルニア ９２６
最終頁に続く

(54)【発明の名称】　紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板及びその成形方法

(57)【特許請求の範囲】

【請求項１】

紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）であって、

熱可塑性プリプレグ材料（１１０）の少なくとも１つのプライと、

前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）の少なくとも１つのプライの側面上に位置決めされたポリマーフィルム（１３０）と、

前記ポリマーフィルム（１３０）と前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）の少なくとも１つのプライとの間に配置された強化材料（１２０）の少なくとも１つのプライと

を含み、

前記ポリマーフィルム（１３０）、前記強化材料（１２０）の少なくとも１つのプライ及び前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）を統合するのに十分な、したがって、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）を提供するのに十分な温度まで、前記ポリマーフィルム（１３０）、前記強化材料（１２０）の少なくとも１つのプライ及び前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）が加熱された後で、前記ポリマーフィルム（１３０）が、前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）に紫外線保護を与え、

前記強化材料（１２０）の少なくとも１つのプライが、炭素繊維とガラス繊維のうちの選択された一方を含み、

前記ポリマーフィルム（１３０）の厚さが、約０．１２７ｍｍ（０．００５インチ）と約０．２５４ｍｍ（０．０１０インチ）との間である、統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）。

【請求項２】
前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）の少なくとも１つのプライの厚さが、約０．０２５ｍｍ（０．００１インチ）と約０．３５６ｍｍ（０．０１４インチ）との間である、請求項１に記載の統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）。
【請求項３】
前記ポリマーフィルム（１３０）の厚さが、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）の総厚さの約０．１％と約１５％との間である、請求項１又は２に記載の統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）。
【請求項４】
前記ポリマーフィルム（１３０）の厚さが、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）の総厚さの約２％と約４％との間である、請求項１から３のいずれか一項に記載の統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）。
【請求項５】
前記ポリマーフィルム（１３０）が、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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの選択された１つを含むポリマー成分と組み合された紫外線安定化成分を含む、請求項１から４のいずれか一項に記載の統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）。
【請求項６】
紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）を成形する方法であって、
熱可塑性プリプレグ材料（１１０）の少なくとも１つのプライを選択すること、
選択された前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）の少なくとも１つのプライの側面上に、強化材料（１２０）の少なくとも１つのプライを付けること、
前記強化材料（１２０）の少なくとも１つのプライ上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含むポリマーフィルム（１３０）を付けること、及び
前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）、付けられた前記強化材料（１２０）及び付けられた前記ポリマーフィルム（１３０）を統合して、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板（１５０）を提供することを含み、
前記強化材料（１２０）の少なくとも１つのプライが、炭素繊維とガラス繊維のうちの選択された一方を含み、
前記ポリマーフィルム（１３０）の厚さが、約０．１２７ｍｍ（０．００５インチ）と約０．２５４ｍｍ（０．０１０インチ）との間である、方法。
【請求項７】
前記熱可塑性プリプレグ材料（１１０）の少なくとも１つのプライの反対側の側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含む別のポリマーフィルム（１３０）を付けることを更に含む、請求項６に記載の方法。
【請求項８】
前記熱可塑性プリプレグ材料、付けられた前記強化材料（１２０）及び付けられた前記ポリマーフィルムを統合して、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供することが、
連続圧縮成形、圧縮統合、スタンプ成形、オートクレーブ統合、及びオートクレーブ外統合のうちの１つから統合プロセスを選択することを含む、請求項６又は７に記載の方法。
【発明の詳細な説明】
【技術分野】
【０００１】
本出願は、熱可塑性複合材料に関し、特に、紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板及びその成形方法を対象とする。
【背景技術】
【０００２】

熱可塑性複合材積層板を製造するために熱可塑性複合材料を処理する既知の方法は、連続圧縮成形（continuous compression molding）として知られる製造方法を使用する。熱可塑性複合材積層板は、その後に、熱可塑性複合材部品へと成形され得る。この製造方法では、熱可塑性プリプレグ材料を熱可塑性複合材積層板へと統合するために、連続的なプロセスが提供される。熱可塑性複合材積層板は、単一の厚さ、複数の厚さ、又は変動する厚さを有し得る。

【０００３】

熱可塑性複合材積層板を製造するために熱可塑性材料を処理する別の既知の方法は、圧縮統合（press consolidation）として知られる製造方法を使用する。それは、「静的」プロセス又は「シャトル」プロセスの何れかによって達成され得る。静的プロセスでは、熱可塑性プリプレグ材料が、加熱され、統合された熱可塑性積層板へとスマッシュされ、その後に冷却される、大きな表面面積の圧縮（press）が使用される。シャトルプロセスでは、熱可塑性プリプレグ材料が統合された熱可塑性複合材積層板へ変換される可変温度の複数の圧縮が使用される。

【０００４】

両方の製造方法では、所望の特性を実現するために、統合された熱可塑性複合材積層板の冷却が制御される。統合された熱可塑性複合材積層板が未だ最終的な所望の形状でないならば、その後、積層板は最終的な所望の形状へ熱成形されて、熱可塑性複合材部品を提供し得る。熱可塑性複合材部品は、その耐用年数の間に紫外線放射に曝され得る。例えば、熱可塑性複合材部品は、航空宇宙の用途で使用される部品を含み得る。結果として、熱可塑性複合材部品は、その耐用年数の間に紫外線劣化による損傷が観察され得る。

【０００５】

したがって、当業者は、航空宇宙の用途のための熱可塑性複合材部品を作るために、熱可塑性複合材料及び積層板を処理する分野での研究開発の努力を継続している。

【発明の概要】

【０００６】

一態様では、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板が提供される。紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板は、熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライを含む。紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板は、熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に位置決めされたポリマーフィルムも含む。ポリマーフィルムと熱可塑性プリプレグ材料を統合するのに十分な、したがって、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供するのに十分な温度まで、ポリマーフィルム及び熱可塑性プリプレグ材料が加熱された後で、ポリマーフィルムは、熱可塑性プリプレグ材料に紫外線保護を与える。

【０００７】

別の一態様では、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を成形する方法が提供される。該方法は、熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライを選択すること、及び、選択された熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含むポリマーフィルムを付けることを含む。該方法は、熱可塑性プリプレグ材料及び付けられたポリマーフィルムを統合して、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供することも含む。

【０００８】

更に別の一態様では、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材部品を成形する方法が提供される。該方法は、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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの選択された１つを含む、熱可塑性プリプレグ材料を選択することを含む。該方法は、カーボンブラック、二酸化チタニウム、ニッケル化合物、及び2,2,6,6-テトラメチルピペリジン誘導体のうちの選択された１つを含む、紫外線保護添加物を含む、ポリマーフィルムを、選択された熱可塑性プリプレグ材料の側面上に付けることも含む。該方法は、紫外線保護を有する熱可塑

性複合材積層板を成形するのに十分な、したがって、統合された熱可塑性複合材部品を成形するのに十分な温度まで、選択された熱可塑性プリプレグ材料及び付けられたポリマーフィルムを加熱することを更に含む。

【０００９】

他の態様は、以下の詳細な説明、添付の図面、及び別記の特許請求の範囲により明確になるであろう。

【図面の簡単な説明】

【００１０】

【図１Ａ】一実施形態による、材料プライの例示的なハイブリッドスタックの断面図である。

【図１Ｂ】別の一実施形態による、材料プライの例示的なハイブリッドスタックの断面図である。

【図１Ｃ】図１Ｂの材料プライの例示的なハイブリッドスタックから成形された熱可塑性複合材積層板の斜視図である。

【図２】一実施形態による、紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板を成形する例示的な方法を示すフロー図である。

【図３】一実施形態による、紫外線保護を有する熱可塑性複合材部品を成形する例示的な方法を示すフロー図である。

【図４】航空機の製造及び保守方法のフロー図である。

【図５】航空機のブロック図である。

【発明を実施するための形態】

【００１１】

本出願は、紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板及びその成形方法を対象とする。特定の熱可塑性複合材積層板、成形方法、並びに積層板及び成形方法が実施される産業は、変動し得る。以下の開示は、様々な実施形態の種々の特徴を実行するための数々の実施形態又は実施例を提供するものであることを理解すべきである。本開示を簡略化するために、構成要素及び配置構成の具体例が説明される。これらは単なる例であり、限定するものではない。

【００１２】

実施例のやり方で、以下の開示は、航空機のための熱可塑性複合材部品を成形するために使用される、紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板を説明する。熱可塑性複合材積層板、熱可塑性複合材積層板を成形する方法、及び熱可塑性複合材部品を成形する方法は、軍事及び宇宙の規制に従って、熱可塑性複合材積層板若しくは熱可塑性複合材部品又はそれらの両方を製造するために、相手先商標製品製造業者（ＯＥＭ）によって実施され得る。

【００１３】

図１Ａを参照すると、一実施形態による、材料プライの例示的なハイブリッドスタック１００の断面図が示されている。ハイブリッドスタック１００は、熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライ、及びポリマーフィルム１３０を含む。熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライは、第１の主側面１１１と反対側の第２の主側面１１２とを含む。ポリマーフィルム１３０は、熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライの第１の主側面１１１と直接に接触する。

【００１４】

図１Ｂを参照すると、別の一実施形態による、材料プライの例示的なハイブリッドスタック１００の断面図が示されている。ハイブリッドスタック１００は、熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライと、強化材料１２０の少なくとも１つのプライと、ポリマーフィルム１３０とを含む。熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライは、第１の主側面１１１と反対側の第２の主側面１１２とを含む。強化材料１２０の少なくとも１つのプライは、熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライの第１の主側面１１１とポリマーフィルム１３０との間にサンドウィッチされている。

【００１５】
ポリマーフィルム１３０及び熱可塑性プリプレグ材料１１０は、ポリマーフィルム１３０と熱可塑性プリプレグ材料１１０（及びもし設けられているならば強化材料１２０の少なくとも１つのプライ）を統合するのに十分な温度まで加熱されて、図１Ｃで示されているように、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板１５０を提供する。簡略化及び説明目的で、図１Ｂの実施形態は、本明細書でより詳細に説明されることとなる。
【００１６】
組成的に、単一のプライ又は複数のプライであり得る熱可塑性プリプレグ材料１１０は、様々な材料又は材料の組み合わせから形成することができる。ある実施形態では、熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライが、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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの選択された１つを含む。
【００１７】
ある実施形態では、強化材料１２０の少なくとも１つのプライが、カーボン繊維とガラス繊維のうちの選択された一方を含む。他の強化材料も可能である。
【００１８】
ある実施形態では、ポリマーフィルム１３０が、例として、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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの少なくとも１つを含むポリマー成分と組み合された、紫外線安定化成分を含む。他のポリマー成分も可能である。ある実施形態では、紫外線安定化成分が、カーボンブラック、二酸化チタニウム、ニッケル化合物、及び2,2,6,6-テトラメチルピペリジン誘導体のうちの選択された１つを含む。他の紫外線安定化成分も可能である。
【００１９】
ある実施形態では、ポリマーフィルム１３０が、任意選択的な強化構成要素を含む。それは、図１Ｂで（及び図１Ａでも）実線１３２で概略的に示されている。ある実施形態では、任意選択的な強化材料１３２が、カーボン繊維とガラス繊維のうちの選択された一方を含む。強化構成要素の他の材料も可能である。
【００２０】
ある実施形態では、ポリマーフィルム１３０の厚さ「Ｘ」が、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板１５０の総厚さの約０．１％と約１５％との間である。ある実施形態では、ポリマーフィルム１３０の厚さＸが、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板１５０の総厚さの約２％と約４％との間である。
【００２１】
ある実施形態では、ポリマーフィルム１３０の厚さＸが、約０．００５インチと約０．０１０インチとの間である。ある実施形態では、熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライの厚さ「Ｙ」が、約０．００１インチと約０．０１４インチとの間である。
【００２２】
熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライ、強化材料１２０の少なくとも１つのプライ、及びポリマーフィルム１３０は、統合された熱可塑性積層板１５０（図１Ｃ）へと成形され得る、多層ハイブリッドスタック１００（図１Ｂ）を形成する。多層ハイブリッドスタック１００は、３つのプライ（すなわち、熱可塑性プリプレグ材料１１０、強化材料１２０、及びポリマーフィルム１３０）を有するように示され説明されているが、熱可塑性プリプレグ材料１１０の第２の主側面１１２の側面上に位置決めされる、１以上の更なる熱可塑性プリプレグ材料のプライ、１以上の更なる強化材料のプライ、及び／又は更なるポリマーフィルムのプライなどの、更なるプライが、本開示の範囲から逸脱することなしに、図１Ｂの多層ハイブリッドスタック１００内に含まれ得る。
【００２３】

当業者は、熱可塑性複合材積層板１５０を成形するために使用されるハイブリッドスタック１００の一部分だけが図１Ｃで示されていることを理解するだろう。ハイブリッドスタック１００の全体のサイズ及び形状は、最終的な用途に応じ得る。例えば、開示されるハイブリッドスタック１００は、航空機の部品として使用される熱可塑性複合材積層板を成形するために使用され、したがって、適切にサイズ決定され、形作られ、輪郭を決められ得る。更に、ハイブリッドスタック１００は、実質的に平坦な構造として図１で示されているが、平坦ではないハイブリッドスタックも考慮されている。

【００２４】

熱可塑性プリプレグ材料１１０、強化材料１２０、及びポリマーフィルム１３０のハイブリッドスタック１００が統合された後で、図１Ｃで示されている紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板１５０が設けられる。それは、紫外線劣化による損傷に耐える能力が高い。統合後に、ポリマーフィルム１３０は、結果としての熱可塑性複合材積層板１５０から視覚で区別することができない。ポリマーフィルム１３０の用途は、紫外線保護だけではなく、他の利益も提供する。例えば、ポリマーフィルム１３０は（熱可塑性プリプレグ材料１１０と統合された後で）、下塗り及び／又は塗装が容易に付けられ得るところのポリマーに富んだ表面を提供する。更に、ポリマーに富んだ表面は、より低い融点を有する。それは、熱溶接を可能にする。

【００２５】

別の一実施例として、強化材料１２０は、無機充填材料を含み得る。無機充填材料は、製造される結果としての熱可塑性複合材積層板１５０を、水、ガス、及び有機分子が浸透しにくいものとする。これは、無機充填材料が、水、ガス、及び有機分子が、熱可塑性複合材積層板１５０に浸透するために、その周りを移動しなければならないところの、隆起性の通路を提供するからである。更に、強化材料１２０は、選択される無機充填材料の特定の種類に応じて、電気的絶縁層として作用し得る。電気的絶縁の特徴は、ある用途では有利であり得る。例えば、本明細書で開示される熱可塑性複合材積層板１５０を有する航空機のパネルを作ることによって、航空機のパネル上で、接触する金属部品とのガルバニック腐食を妨げるための外側の繊維ガラス層の必要性を除去し得る。

【００２６】

熱可塑性プリプレグ材料１１０の少なくとも１つのプライの材料とポリマーフィルム１３０の材料とは、各々、熱可塑性複合材積層板１５０の特定の用途に応じて、熱可塑性複合材積層板１５０内で紫外線によって誘起される応力を低減させるように、選択され適合され得る。

【００２７】

以下の実施例は、一実施形態による、複合材積層板を熱可塑性成形する方法を示している。例示的な熱可塑性成形する方法は、説明を意図したものであり、本発明の範囲を限定するものでは全くない。

【００２８】

図２を参照すると、一実施形態による、紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板を成形する例示的な方法を示すフロー図２００が示されている。本明細書で開示される熱可塑性成形方法２００は、例えば、FAAの規制（regulation）に従って採用され得る。熱可塑性複合材積層板を成形するためのFAAの規制の仕様は、既知であり、したがって、説明されない。

【００２９】

ブロック２１０では、熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライが選択される。任意選択的に、ブロック２１５で示されているように、強化材料の少なくとも１つのプライが、選択された熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に付けられる。その後、ブロック２２０では、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含むポリマーフィルムが、選択された熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に付けられる。該プロセスは、ブロック２３０へ進み、熱可塑性プリプレグ材料と付けられたポリマーフィルムとが統合されて、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を

提供する。ポリマーの鎖の絡み合い（polymer chain entanglement）により、ポリマーフィルムと熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライとの間に良好な接着性が存在する。その後、該プロセスは終了する。

【００３０】

ある実施形態では、熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含むポリマーフィルムを付けることが、カーボンブラック、二酸化チタニウム、ニッケル化合物、及び2,2,6,6-テトラメチルピペリジン誘導体のうちの選択された１つを含む、紫外線保護添加物を選択することを含む。

【００３１】

ある実施形態では、該方法は、熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの反対側の側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含む別のポリマーフィルムを付けることを更に含む。

【００３２】

ある実施形態では、熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライを選択することが、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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの選択された１つを含む、ポリマーマトリックスを選択することを含む。

【００３３】

ある実施形態では、熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含むポリマーフィルムを付けることが、選択されたポリマーマトリックスの融解温度に対応した（compatible with）紫外線安定化成分を選択することを含む。

【００３４】

ある実施形態では、熱可塑性プリプレグ材料と付けられたポリマーフィルムとを統合して、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供することが、選択されたポリマーマトリックスの少なくとも融解温度までポリマーマトリックスを加熱することを含む。

【００３５】

ある実施形態では、熱可塑性プリプレグ材料と付けられたポリマーフィルムとを統合して、紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供することが、連続圧縮成形、圧縮統合、スタンプ成形、オートクレーブ統合（autoclave consolidation）、及びオートクレーブ外統合（out-of-autoclave consolidation）のうちの１つから、統合プロセスを選択することを含む。

【００３６】

上述された実施例の熱可塑性成形方法は、熱可塑性複合材積層板１５０を作るために適した製造システム又は装置を使用して実行され得る。熱可塑性複合材積層板を作るための数多くの製造システム又は装置は、既知であり、したがって、説明されない。

【００３７】

図３を参照すると、一実施形態による、紫外線保護を有する熱可塑性複合材部品を成形する例示的な方法を示すフロー図３００が示されている。本明細書で開示される熱可塑性成形方法３００は、例えば、軍事及び宇宙の規制に従って採用され得る。

【００３８】

ブロック３１０では、熱可塑性プリプレグ材料が選択される。選択される熱可塑性プリプレグ材料は、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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの選択された１つを含む。任意選択的に、ブロック３１５で示されているように、強化材料の少なくとも１つのプライが、選択された熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に付けられる。その後、ブロック３２０では、ポリマーフィルムが、選択された熱可塑性プリプレグ材料の

側面上に付けられる。ポリマーフィルムは、カーボンブラック、二酸化チタニウム、ニッケル化合物、及び2,2,6,6-テトラメチルピペリジン誘導体のうちの選択された１つを含む、紫外線保護添加物を含む。その後、該プロセスは、ブロック３３０へ進み、紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板を成形するのに十分な、したがって、統合された熱可塑性複合材部品を成形するのに十分な温度まで、選択された熱可塑性プリプレグ材料及び付けられたポリマーフィルムが加熱される。その後、該プロセスは終了する。

【００３９】

ある実施形態では、該方法が、熱可塑性複合材積層板を加熱して、紫外線保護を有する熱可塑性複合材部品の所望の形状を形成することを更に含む。

【００４０】

ある実施形態では、紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板を成形するのに十分な、したがって、統合された熱可塑性複合材部品を成形するのに十分な温度まで、選択された熱可塑性プリプレグ材料及び付けられたポリマーフィルムを加熱することが、熱可塑性プリプレグ材料を溶かすために、摂氏約２００度と摂氏約４００度との間の温度まで、選択された熱可塑性プリプレグ材料及び付けられたポリマーフィルムを加熱することを含む。

【００４１】

ある実施形態では、該方法が、選択された熱可塑性プリプレグ材料の側面上に選択されたポリマーフィルムを付ける前に、ポリマーフィルムに強化材料を追加することを更に含む。一実施例として、強化材料は、ポリマーフィルムの部分として形成され得る。

【００４２】

本開示の実施例は、図４に示した航空機の製造及び保守方法１０００、並びに図５に示した航空機１００２に照らして説明することができる。製造前の段階では、例示的な方法１０００は、ブロック１００４で示した航空機１００２の仕様及び設計と、ブロック１００６で示した材料の調達とを含み得る。製造段階では、ブロック１００８で示した航空機１００２の構成要素及びサブアセンブリの製造と、ブロック１０１０で示したシステムインテグレーションとが行われる。その後、航空機１００２はブロック１０１２で示した認可及び納品を経て、ブロック１０１４で示した運航に供される。運航期間中、航空機１００２には、ブロック１０１６に示す定期的な整備及び保守が予定され得る。定期的な整備及び保守は、航空機１００２の１以上のシステムの改変、再構成、改修などを含み得る。

【００４３】

例示的な方法１０００のプロセスの各々は、システムインテグレータ、第三者、及び／又はオペレータ（例：顧客）によって実行又は実施され得る。この明細書の解釈上、システムインテグレータは、任意の数の航空機製造業者及び主要システム下請業者を含み得るがそれらに限定されず、第三者は、任意の数のベンダー、下請業者、及び供給業者を含みうるがそれらに限定されず、且つ、オペレータは、航空会社、リース会社、軍事団体、サービス機関などであり得る。

【００４４】

図５に示されるように、例示的な方法１０００（図４）によって製造された航空機１００２は、複数の高レベルのシステム１０２０及び内装１０２２を有する機体１０１８を含むことができる。高レベルのシステム１０２０の例には、推進システム１０２４、電気システム１０２６、油圧システム１０２８、及び環境システム１０３０のうちの１以上が含まれ得る。任意の数の他のシステムが含まれてもよい。本明細書で示され又は説明される熱可塑性複合材積層板及び熱可塑性成形方法は、これらのシステムの任意の組み合わせで採用され得る。

【００４５】

更に、本明細書で示され又は説明される熱可塑性複合材積層板及び熱可塑性成形方法は、製造及び保守方法１０００の任意の１以上の段階で採用することができる。例えば、構成要素及びサブアセンブリの製造（ブロック１００８）に対応する構成要素又はサブアセンブリは、航空機１００２の運航（ブロック１０１４）期間中に製造される構成要素又はサブアセンブリと同様の様態で製作又は製造され得る。更に、熱可塑性複合材積層板と熱

可塑性成形方法、又はそれらの組み合わせのうちのうちの１以上の実施例は、製造段階（ブロック１０１０及び１０１２）中に利用され得る。同様に、熱可塑性複合材積層板と熱可塑性成形方法、又はそれらの組み合わせのうちの１以上の実施例は、例えば、限定しないが、航空機１００２の運航（ブロック１０１４）中に、且つ整備及び保守段階（ブロック１０１６）で利用され得る。

【００４６】

上述の例示的な方法に従って製造される紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板は、任意の種類の用途に適していることが明らかである。紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板は、紫外線放射に曝され、その耐用年数の間に紫外線劣化の損傷を被る、航空機の部品を製造するために使用されるときに、殊に有利である。例示的な航空機の部品は、胴体、主翼、尾部、ナセルなどを含むが、それらに限定されるものではない。紫外線保護は、航空機の部品の紫外線によって誘起される応力を低減させる。そのようにして、航空機の部品は、低減された応力でより高い温度で動作することができる。その結果は、航空機の部品が頻繁に交換される必要がないということである。これは、保守及び整備のコストを低くする。

【００４７】

航空宇宙産業の例を示しているが、本明細書で開示されている原理は、自動車産業、海洋産業、及び建設産業などの他の産業にも適用され得る。したがって、本明細書で開示されている原理は、航空機１００２に加えて、（例えば、陸上輸送体、海洋輸送体、宇宙輸送体などの）他の輸送体、更には他の種類の構造にも適用され得る。

【００４８】

更に、上述の説明は、例示的な熱可塑性複合材積層板、熱可塑性複合材積層板を成形する例示的な方法、並びに軍事及び宇宙の規制に従ってOEM用の熱可塑性複合材部品を成形する例示的な方法を説明しているが、例示的な熱可塑性複合材積層板、例示的な熱可塑性複合材部品、及び成形方法は、適用可能な産業の基準に従って任意の産業において実施可能であると考えられ得る。

【００４９】

更に、本発明は、以下の条項による実施形態を含む。

条項１

紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板であって、

熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライと、

前記熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に位置決めされたポリマーフィルムとを含み、

前記ポリマーフィルムと前記熱可塑性プリプレグ材料を統合するのに十分な、したがって、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供するのに十分な温度まで、前記ポリマーフィルム及び前記熱可塑性プリプレグ材料が加熱された後で、前記ポリマーフィルムが、前記熱可塑性プリプレグ材料に紫外線保護を与える、統合された熱可塑性複合材積層板。

条項２

前記ポリマーフィルムの厚さが、約０．００５インチと約０．０１０インチとの間である、条項１に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項３

前記熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの厚さが、約０．００１インチと約０．０１４インチとの間である、条項２に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項４

前記ポリマーフィルムの厚さが、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板の総厚さの約０．１％と約１５％との間である、条項１に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項５

前記ポリマーフィルムの前記厚さが、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合

材積層板の総厚さの約２％と約４％との間である、条項４に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項６

前記ポリマーフィルムが、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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの選択された１つを含むポリマー成分と組み合された紫外線安定化成分を含む、条項１に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項７

前記紫外線安定化成分が、カーボンブラック、二酸化チタニウム、ニッケル化合物、及び2,2,6,6-テトラメチルピペリジン誘導体のうちの選択された１つを含む、条項６に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項８

前記ポリマーフィルムが、強化構成要素を含む、条項７に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項９

前記強化構成要素が、カーボンブラックとガラス繊維のうちの選択された一方を含む、条項８に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項１０

前記ポリマーフィルムと前記熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライとの間に配置された強化材料の少なくとも１つのプライを更に含む、条項１に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項１１

前記強化材料の少なくとも１つのプライが、カーボンブラックとガラス繊維のうちの選択された一方を含む、条項１０に記載の統合された熱可塑性複合材積層板。

条項１２

条項１に記載の統合された熱可塑性複合材積層板を使用して製造された熱可塑性複合材部品。

条項１３

紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を成形する方法であって、

熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライを選択すること、

選択された前記熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含むポリマーフィルムを付けること、及び

前記熱可塑性プリプレグ材料と付けられた前記ポリマーフィルムを統合して、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供することを含む、方法。

条項１４

前記選択された熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含むポリマーフィルムを付けることが、

カーボンブラック、二酸化チタニウム、ニッケル化合物、及び2,2,6,6-テトラメチルピペリジン誘導体のうちの選択された１つを含む、紫外線保護添加物を選択することを含む、条項１３に記載の方法。

条項１５

前記熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの反対側の側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含む別のポリマーフィルムを付けることを更に含む、条項１３に記載の方法。

条項１６

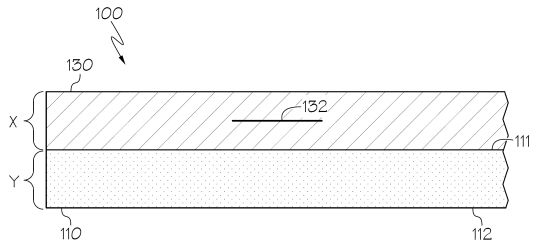
前記熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライを選択することが、

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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの選択された１つを含む、ポリマーマトリッ

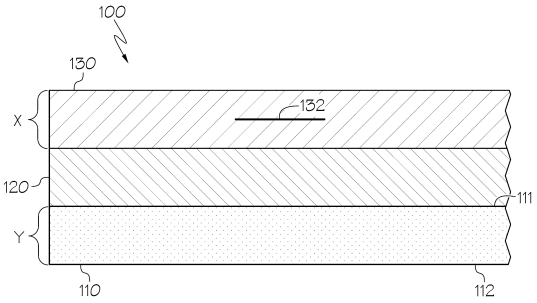
クスを選択することを含む、条項１３に記載の方法。
条項１７
前記選択された熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に、ポリマー成分と紫外線安定化成分を含むポリマーフィルムを付けることが、
前記選択されたポリマーマトリックスの融解温度に対応した紫外線安定化成分を選択することを含む、条項１６に記載の方法。
条項１８
前記熱可塑性プリプレグ材料と前記付けられたポリマーフィルムを統合して、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供することが、
少なくとも前記選択されたポリマーマトリックスの前記融解温度まで、前記ポリマーマトリックスを加熱することを含む、条項１７に記載の方法。
条項１９
前記熱可塑性プリプレグ材料と前記付けられたポリマーフィルムを統合して、前記紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を提供することが、
連続圧縮成形、圧縮統合、スタンプ成形、オートクレーブ統合、及びオートクレーブ外統合のうちの１つから統合プロセスを選択することを含む、条項１８に記載の方法。
条項２０
紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材部品を成形する方法であって、
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）、ポリフェニレンスルフィド（PPS）、ポリアミド（PA）、ポリエーテルイミド（PEI）、及びポリアリールエーテルケトン（PAEK）のうちの選択された１つを含む、熱可塑性プリプレグ材料を選択すること、
選択された前記熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも１つのプライの側面上に、カーボンブラック、二酸化チタニウム、ニッケル化合物、及び2,2,6,6-テトラメチルピペリジン誘導体のうちの選択された１つを含む、紫外線保護添加物を含む、ポリマーフィルムを付けること、並びに
紫外線保護を有する統合された熱可塑性複合材積層板を成形するのに十分な、したがって、統合された熱可塑性複合材部品を成形するのに十分な温度まで、前記選択された熱可塑性プリプレグ材料及び付けられた前記ポリマーフィルムを加熱することを含む、方法。
条項２１
前記熱可塑性複合材積層板を加熱して、紫外線保護を有する前記熱可塑性複合材部品の所望の形状を形成することを更に含む、条項２０に記載の方法。
条項２２
前記選択された熱可塑性プリプレグ材料の側面上に、選択された前記ポリマーフィルムを付ける前に、前記ポリマーフィルムに強化材料を追加することを更に含む、条項２０に記載の方法。
【００５０】
開示されている熱可塑性複合材積層板及び成形方法の様々な実施形態が示され説明されたが、当業者は、本明細書を読むことで変形例を想起し得る。本出願は、かかる変形例を含み、且つ、特許請求の範囲によってのみ限定されるものである。

【図面】

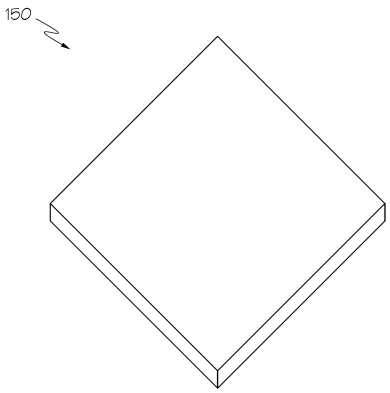
【図１Ａ】



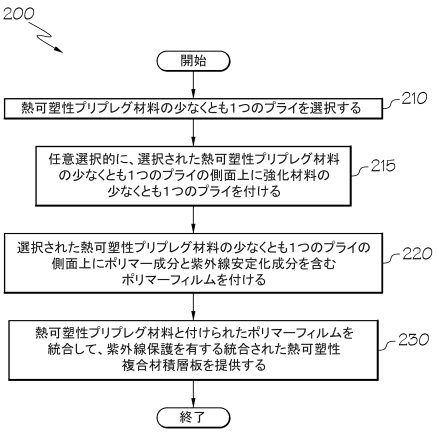
【図１Ｂ】



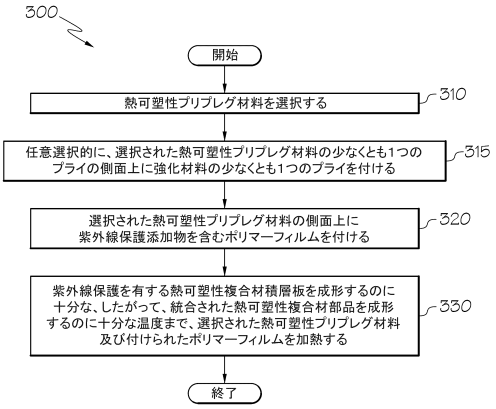
【図１Ｃ】



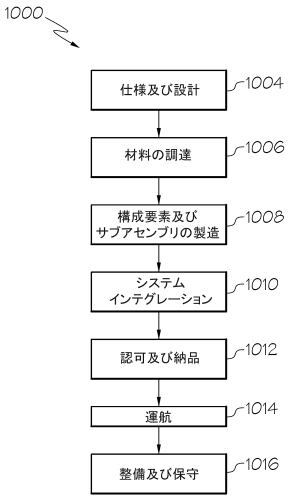
【図２】



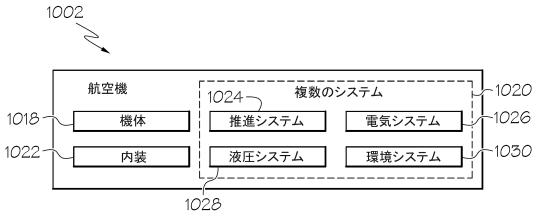
【図３】


300
開始
熱可塑性プリプレグ材料を選択する
310
任意選択的に、選択された熱可塑性プリプレグ材料の少なくとも1つのプライの側面上に強化材料の少なくとも1つのプライを付ける
315
選択された熱可塑性プリプレグ材料の側面上に紫外線保護添加物を含むポリマーフィルムを付ける
320
紫外線保護を有する熱可塑性複合材積層板を成形するのに十分な、したがって、統合された熱可塑性複合材部品を成形するのに十分な温度まで、選択された熱可塑性プリプレグ材料及び付けられたポリマーフィルムを加熱する
330
終了

【図４】


1000
仕様及び設計
1004
材料の調達
1006
構成要素及びサブアセンブリの製造
1008
システムインテグレーション
1010
認可及び納品
1012
運航
1014
整備及び保守
1016

【図５】


1002
航空機
1024
複数のシステム
1020
1018
機体
推進システム
電気システム
1026
1022
内装
液圧システム
環境システム
1030
1028

フロントページの続き

４７， ハンティントン ビーチ， ボルサ アヴェニュー ５３０１， ザ ボーイング カンパニー

審査官 福井 弘子

(56)参考文献 米国特許出願公開第２０１６／００２３４３３（ＵＳ，Ａ１）
特表２０１３－５０１１０１（ＪＰ，Ａ）
国際公開第２０１５／０１２２３８（WO，Ａ１）
特表２０１３－５３１７１７（ＪＰ，Ａ）
特開２０１６－２１６６６１（ＪＰ，Ａ）
特表２０１３－５０５８５９（ＪＰ，Ａ）
特開２０１４－０６９５６４（ＪＰ，Ａ）

(58)調査した分野 (Int.Cl.，ＤＢ名)

Ｂ３２Ｂ １／００－４３／００
Ｂ２９Ｂ １１／１６
Ｂ２９Ｂ １５／０８－１５／１４
Ｃ０８Ｊ ５／０４－５／１０
Ｃ０８Ｊ ５／２４