

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7199940号
(P7199940)

(45)発行日 令和5年1月6日(2023.1.6)

(24)登録日 令和4年12月23日(2022.12.23)

(51)国際特許分類

B 6 4 C	1/00 (2006.01)	F I	B 6 4 C	1/00	B
B 6 4 C	1/06 (2006.01)		B 6 4 C	1/06	
B 2 9 C	70/06 (2006.01)		B 2 9 C	70/06	

請求項の数 4 (全15頁)

(21)出願番号 特願2018-226503(P2018-226503)
 (22)出願日 平成30年12月3日(2018.12.3)
 (65)公開番号 特開2020-90110(P2020-90110A)
 (43)公開日 令和2年6月11日(2020.6.11)
 審査請求日 令和3年11月29日(2021.11.29)

(73)特許権者 000000974
 川崎重工業株式会社
 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番
 1号
 (74)代理人 110000556
 特許業務法人 有古特許事務所
 島田 直樹
 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番
 1号 川崎重工業株式会社内
 (72)発明者 中山 良博
 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番
 1号 川崎重工業株式会社内
 (72)発明者 越智 さやか
 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番
 1号 川崎重工業株式会社内

最終頁に続く

(54)【発明の名称】複合材料製航空機用部品およびその製造方法

(57)【特許請求の範囲】**【請求項1】**

強化繊維および樹脂組成物から構成される複合材料層を複数積層して積層体を形成し、当該積層体を成形型に載置して加熱加圧成形する、複合材料製航空機用部品の製造方法であって、

前記複合材料層として、部分的な切込部を複数含む切込領域を有し、かつ、接合部を含まない単一の強化繊維および樹脂組成物から構成されるものが用いられ、

前記成形型は、長手方向に湾曲しており、かつ、前記積層体を載置する載置面を有し、前記積層体を前記載置面に載置して、

当該積層体を前記載置面の湾曲形状の一方の側縁で拘束し、

前記載置面の湾曲形状のもう一方の側縁に向かって前記積層体を面内方向に伸展させて、

当該積層体全体を面内方向に伸展させた状態で、加熱加圧成形することを特徴とする、複合材料製航空機用部品の製造方法。

【請求項2】

前記切込領域を有する複合材料層を第一複合材料層としたときに、

前記複合材料層として、さらに、前記切込領域を有さず、接合部を含まない単一の強化繊維および樹脂組成物から構成される第二複合材料層が用いられるこことを特徴とする、請求項1に記載の複合材料製航空機用部品の製造方法。

【請求項3】

前記切込領域は、前記複合材料層の一部であるか、当該複合材料層全体に及んでいるこ

とを特徴とする、

請求項¹または²に記載の複合材料製航空機用部品の製造方法。

【請求項 4】

前記積層体を面内方向に伸展させる際に、当該積層体を前記載置面の湾曲形状の内側の側縁で拘束し、

前記載置面の湾曲形状の外側の側縁に向かって前記積層体を面内方向に伸展させることを特徴とする、

請求項¹から³のいずれか¹項に記載の複合材料製航空機用部品の製造方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、複合材料製航空機用部品およびその製造方法に関し、特に、周長差を有する湾曲構造を含む長尺部品として好適な複合材料製航空機用部品と、その製造方法とに関する。

【0002】

近年、これまで金属材料が用いられてきた分野において、纖維強化樹脂複合材料（以下、適宜「複合材料」と略す。）が広く用いられるようになっている。この複合材料の中でも、強化纖維として炭素纖維を用い、これにエポキシ樹脂等のマトリクス樹脂を含浸させて成形した炭素纖維強化型のもの（CFRP）は、金属材料よりも軽量であることに加え、より高強度である。それゆえ、航空機分野における複合材料製部品としては、例えば、翼または胴体等の大型の構造物が知られている。

【0003】

一般に、航空機分野における複合材料製部品の製造では、オートクレーブ成形を用いた製造方法が主流である。ただし、オートクレーブ成形は、成形時間が相対的に長くなるため一般に大量生産に不向きとされる。前述した大型の構造物は、航空機1機当たりの部品個数が少ないため、オートクレーブ成形で対応することが可能である。これに対して、1機当たりの部品点数がより多い小型の部品を製造する場合には、オートクレーブ成形では効率的な製造が困難になるおそれがある。

【0004】

近年、航空需要の拡大により航空機の運航効率を向上することが求められており、そのため、大型の航空機ではなく、中型機または小型機の需要が増加する傾向にある。このような中型機または小型機の需要が増加すれば、航空機の月産機数も増加するため、より製造効率を向上する必要がある。複合材料製航空機用部品は、前記の通り、より軽量かつ高強度であるため、中型機または小型機の部品として特に好適である。しかしながら、大型の部品だけでなく小型の部品もオートクレーブ成形により製造しようとしても、十分な製造効率を実現することは困難であると考えられる。

【0005】

例えば、航空機の胴体を構成するスキンの個数を、航空機1機当たり 10^1 個と想定すれば、長尺部品であるビームは1機当たり 10^2 個と想定されるが、同じく長尺部品であるストリンガおよびフレームは、いずれも1機当たり 10^3 個すなわち数千個と想定される。さらには、より小型のクリップ等の部品は、異なる形状のものが数千種類存在し、1機当たり 10^4 個すなわち数万個必要となる。このように長尺部品またはクリップ等の小型の部品は、1機当たり数千個から数万個となるので、このような部品を複合材料化してオートクレーブ成形することは、製造効率を大幅に低下させることが想定される。

【0006】

そこで、従来から、複合材料製航空機用部品を効率的かつ低コストで製造するための技術が提案されている。例えば、特許文献1には、複合材料を用いて細長い全体形状の部品（長尺部品）を、単純かつ低コストで製造する方法が開示されている。この方法では、複合材料を引抜成形して、樹脂が部分重合状態にある予成形物を得るとともに、樹脂が部分重合状態にある補強要素を準備し、予成形物に対して補強要素を付加して樹脂の重合を完

10

20

30

40

50

了させることにより、航空機構造用の複合材料部品を製造している。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0007】

【文献】特開2015-214151号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0008】

特許文献1によれば、前述したように、部分重合状態にある予成形物を補強要素により補強して硬化させることにより、複合材料製の長尺部品を単純かつ低コストで得ることができると記載している。しかしながら、この方法では、樹脂の硬化の一例としてオートクレーブ(または炉)を用いることを開示している。それゆえ、前述したように、数千個から数万個の部品を効率的に製造する用途には不適であると考えられる。

10

【0009】

ここで、航空機用の長尺部材は、周長差を有するように長手方向に湾曲しているものが多い。このような湾曲部を有する複合材料製部品を成形するためには、一般的には、プリプレグを人手により積層して湾曲部を有する積層体を形成し、これをオートクレーブ成形する。それゆえ、湾曲部を有する長尺部品を複合材料化する場合には、オートクレーブ成形による成形時間の長さだけでなく、積層体の形成工程も製造効率の向上の妨げとなる。

20

【0010】

本発明はこのような課題を解決するためになされたものであって、オートクレーブ成形を用いることなく、効率的に製造することが可能な、湾曲構造を有する複合材料製航空機用部品を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0011】

本発明に係る複合材料製航空機用部品は、前記の課題を解決するために、強化纖維および樹脂組成物から少なくとも構成される複合材料層が複数積層された積層構造を有するとともに、長手方向に周長差を有する湾曲構造を有する、複合材料製航空機用部品であって、前記積層構造が、前記湾曲構造を含む部品全体において保持され、前記複合材料層は、少なくとも、前記強化纖維が、接合部を含まない单一の連続纖維で構成され、かつ、部分的な切込部を含み、さらに、前記強化纖維には、前記切込部が開いた状態である開切込部が含まれている層である構成である。

30

【0012】

前記構成によれば、強化纖維が接合部を含まない单一の連続纖維で構成され、かつ、部分的な切込部を含んでいる。このような強化纖維を含むプリプレグの積層体を成形型に設置して加熱加圧成形(プレス成形)すると、成形型のキャビティ内で樹脂組成物が流動しつつ、強化纖維の切込部が開くことによって、強化纖維の積層構造が実質的に保持されるか積層構造が大幅に変化しない状態で、当該強化纖維を含む複合材料層(すなわち強化纖維および樹脂組成物)は大規模に伸展する。これにより、加熱加圧成形の実質1工程で、長手方向に周長差を有する湾曲構造を容易に成形することができる。そのため、オートクレーブ成形を用いることなく、金属と同様に積層体を面内方向に伸展させながら複合材料製航空機用部品をプレス成形で容易に製造することができるとともに、従来のようにプリプレグを切り貼りして積層する手間を省くことができるため、製造効率を向上することができる。

40

【0013】

前記構成の複合材料製航空機用部品においては、さらに、前記長手方向の側縁の少なくとも一方が折り曲げられている構成であってもよい。

【0014】

また、前記構成の複合材料製航空機用部品においては、長さが300mm以上であり、曲率半径Rが800mm以下である構成であってもよい。

50

【0015】

また、前記構成の複合材料製航空機用部品においては、前記樹脂組成物は、熱硬化性樹脂または熱可塑性樹脂を含有するものである構成であってもよい。

【0016】

また、前記構成の複合材料製航空機用部品においては、前記強化繊維は炭素繊維である構成であってもよい。

【0017】

本発明に係る複合材料製航空機用部品の製造方法は、前記の課題を解決するために、強化繊維および樹脂組成物から構成される複合材料層を複数積層して積層体を形成し、当該積層体を成形型に設置して加熱加圧成形する、複合材料製航空機用部品の製造方法であつて、前記複合材料層として、部分的な切込部を複数含む切込領域を有し、かつ、接合部を含まない単一の強化繊維および樹脂組成物から構成されるものが用いられ、前記成形型は、長手方向に湾曲しており、かつ、前記積層体を設置する設置面を有し、前記積層体を前記載置面に載置して、当該積層体全体を面内方向に伸展させた状態で、加熱加圧成形する構成である。10

【0018】

前記構成の複合材料製航空機用部品の製造方法においては、前記切込領域を有する複合材料層を第一複合材料層としたときに、前記複合材料層として、さらに、前記切込領域を有さず、接合部を含まない単一の強化繊維および樹脂組成物から構成される第二複合材料層が用いられる構成であってもよい。20

【0019】

また、前記構成の複合材料製航空機用部品の製造方法においては、前記切込領域は、前記複合材料層の一部であるか、当該複合材料層全体に及んでいる構成であってもよい。

【0020】

また、前記構成の複合材料製航空機用部品の製造方法においては、前記積層体を面内方向に伸展させる際に、当該積層体の一部を拘束する構成であってもよい。

【発明の効果】**【0021】**

本発明では、以上の構成により、オートクレーブ成形を用いることなく、効率的に製造することが可能な、湾曲構造を有する複合材料製航空機用部品を提供することができる、という効果を奏する。30

【図面の簡単な説明】**【0022】**

【図1】本発明の実施の形態に係る複合材料製航空機用部品の代表的な構成を示す模式的斜視図である。

【図2】(A)は、図1に示す複合材料製航空機用部品およびその素材であるプリプレグ積層体の一例を模式的に示す断面の対比図であり、(B)は、(A)に示すプリプレグ積層体の強化繊維が有する切込部の一例を模式的に示す部分平面図であり、(C)は、(A)に示す航空機用部品の強化繊維に含まれる開切込部の一例を模式的に示す部分平面図である。40

【図3】本発明の実施の形態に係る複合材料製航空機用部品には含まれず、従来の複合材料製航空機用部品に含まれる接合部の一例を示す模式的分解断面図である。

【図4】(A)は、本発明の実施の形態に係る複合材料製航空機用部品の製造方法の代表的な一例を示す工程図であり、(B)は、従来の複合材料製航空機用部品の製造方法の代表的な一例を示す工程図である。

【図5】図4(A)に示す複合材料製航空機用部品の製造方法におけるホットプレス成形工程の具体的な一例を示す模式図である。

【図6】図2(C)に示す開切込部の具体的な一例を示す図である。

【図7】(A)は、図1に示す複合材料製航空機用部品の具体的な一例を示す図であり、(B)は、(A)に示す複合材料製航空機用部品におけるI-I線矢視断面の一例を示す50

図であり、(C)は、(A)に示す複合材料製航空機用部品におけるII-II線矢視断面の一例を示す図であり、(D)は、(A)に示す複合材料製航空機用部品におけるIII-III線矢視断面の一例を示す図であり、(E)は、(A)に示す複合材料製航空機用部品におけるIV-IV線矢視断面の一例を示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0023】

以下、本発明の代表的な実施の形態を、図面を参照しながら説明する。なお、以下では全ての図を通じて同一又は相当する要素には同一の参照符号を付して、その重複する説明を省略する。

【0024】

[複合材料製航空機用部品]

まず、本開示に係る複合材料製航空機用部品の一例について、図1および図2(A)~(C)を参照して具体的に説明する。

【0025】

本開示に係る複合材料製航空機用部品（以下、適宜「航空機用部品」と略す）は、強化繊維および樹脂組成物から少なくとも構成される複合材料層が複数積層された積層構造を有するとともに、長手方向に周長差を有する湾曲構造を有する。積層構造は、湾曲構造を含む部品全体において保持されており、複合材料層は、少なくとも、前記強化繊維が、接合部を含まない単一の連続繊維で構成され、かつ、部分的な切込部を含み、さらに、前記強化繊維には、前記切込部が開いた状態である開切込部が含まれている層である。

10

【0026】

本開示に係る航空機用部品の代表的な一例としては、図1に示すようなZ型フレーム30を挙げることができる。このZ型フレーム30は、その端面から見たときに、板状の本体部31（またはウェブ）と、当該本体部31の両縁部から互いに反対方向に折れ曲がった2つのフランジ部32、33と、を有する形状である。

20

【0027】

図2(A)には、Z型フレーム30と、その素材となるプリプレグ積層体10とを図示している。図中上段がプリプレグ積層体10であり、複数の複合材料層が積層された積層構造を有している。図2(A)における下段がZ型フレーム30の断面であり、本体部31およびフランジ部32、33全体において積層構造が保持されている。後述するように、プリプレグ積層体10をプレス成形することにより、Z型フレーム30等の航空機用部品が製造される。本開示においては、プリプレグ積層体10は、複数のプリプレグ（半硬化状態の複合材料層）が積層されて構成されているので、このプリプレグ積層体10を素材として製造される航空機用部品も複数の硬化した複合材料層が積層されたもの（積層構造を有するもの）となっている。

30

【0028】

複合材料層は、強化繊維および樹脂組成物から少なくとも構成されるが、本開示においては、複合材料層として、部分的な切込部を複数含む切込領域を有し、かつ、接合部を含まない単一の強化繊維を備えるものが、少なくとも用いられる。具体的には、例えば図2(B)に模式的に示すように、硬化前の複合材料層11（すなわちプリプレグ）には、部分的な切込部12aが複数形成されている領域（切込領域）が含まれる。後述するように、この切込領域は、複合材料層11の一部であってもよいし、当該複合材料層11全体に及んでもよい。なお、本開示に係る航空機用部品に含まれない接合部については後述する。

40

【0029】

また、プリプレグ積層体10を構成する複数の複合材料層11は、全て強化繊維が切込領域を有するものであってもよいし、強化繊維が切込領域を有さないものを含んでもよい。強化繊維が切込領域を有する複合材料層11を、説明の便宜上「第一複合材料層」と称するときに、強化繊維が切込領域を有さない複合材料層を「第二複合材料層」と称することができる。本開示においては、第一複合材料層および第二複合材料層を構成する強化繊維は、いずれも接合部を含まない単一のもの、すなわち、1枚の複合材料層は、1層の強

50

化纖維を有しており、複数層の強化纖維を含まない。

【0030】

プリプレグ積層体10をプレス成形して製造されるZ型フレーム30等の航空機用部品は、前記の通り長手方向に周長差を有する湾曲構造を有する。当該航空機用部品を構成する硬化した複合材料層のうち、第一複合材料層（すなわち強化纖維が切込部12aを有する複合材料層）では、プレス成形に際して、強化纖維が引き伸ばされて、これに伴って複数の切込部12aの多くが開いた状態となる。開いた切込部12aは、樹脂組成物が硬化することで開いた状態が維持されるので、例えば図2(C)に示すように、製造される航空機用部品(Z型フレーム30)には、切込部12aが開いたままの状態である開切込部12bが生じる。

10

【0031】

本開示において、複合材料層を構成する強化纖維および樹脂組成物の具体的な種類は特に限定されず、航空機用部品に適用可能な材料を適宜選択して用いることができる。強化纖維は、航空機用部品において良好な物性(強度等)を実現できるものであれば、その具体的な種類は特に限定されないが、例えば、炭素纖維、ポリエステル纖維、PBO(ポリパラフェニレンベンゾピスオキサゾール)纖維、ボロン纖維、アラミド纖維、ガラス纖維、シリカ纖維(石英纖維)、炭化ケイ素(SiC)纖維、ナイロン纖維、等を挙げることができる。これら強化纖維は、1種類のみが用いられてもよいし2種類以上が適宜組み合わせて用いられてもよい。これらの中でも、特に航空機分野では炭素纖維が好適に用いられる。また、強化纖維の使用形態は特に限定されないが、代表的には、組物、織物、編物、不織布等で構成された基材として用いることができる。

20

【0032】

強化纖維に含浸される樹脂組成物は、基材を支持するマトリクス材(母材)として使用可能な樹脂材料を含有していればよい。具体的な樹脂材料としては、熱硬化性樹脂と熱可塑性樹脂とが挙げられる。

【0033】

熱硬化性樹脂の具体的な種類は特に限定されないが、代表的には、例えは、エポキシ樹脂、ポリエステル樹脂、ビニルエステル樹脂、フェノール樹脂、シアネットエステル樹脂、ポリイミド樹脂、ポリアミド樹脂等が挙げられる。これら熱硬化性樹脂は単独種で用いられてもよいし、複数種が組み合わせられて用いられてもよい。また、これら熱硬化性樹脂のより具体的な化学構造も特に限定されず、公知の種々のモノマーが重合されたポリマーであってもよいし、複数のモノマーが重合されたコポリマーであってもよい。また、平均分子量、主鎖および側鎖の構造等についても特に限定されない。

30

【0034】

また、熱可塑性樹脂の具体的な種類も特に限定されないが、特に航空機用部品の分野では、ポリフェニレンスルフィド(PPS)、ポリエーテルエーテルケトン(PEEK)、ポリエーテルイミド(PEI)等のエンジニアリングプラスチックが好適に用いられる。これら熱可塑性樹脂もより具体的な化学構造は特に限定されず、公知の種々のモノマーが重合されたポリマーであってもよいし、複数のモノマーが重合されたコポリマーであってもよい。また、平均分子量、主鎖および側鎖の構造等についても特に限定されない。

40

【0035】

複合材料のマトリクス材は、前述した熱硬化性樹脂または熱可塑性樹脂のみで構成されてもよい(すなわちマトリクス材は公知の樹脂材料のみであってもよい)が、公知の硬化剤、硬化促進剤、纖維基材以外の補強材または充填材、その他公知の添加剤を含んでいてもよい。硬化剤、硬化促進剤等の添加剤の具体的な種類、組成等についても特に限定されず、公知の種類または組成のものを好適に用いることができる。

【0036】

つまり、本開示においては、マトリクス材は、熱硬化性樹脂および他の成分を含有する熱硬化性樹脂組成物、あるいは、熱可塑性樹脂および他の成分を含有する熱可塑性樹脂組成物であってもよい。したがって、本開示においては、複合材料は、強化纖維と熱硬化性

50

樹脂または熱硬化性樹脂組成物とで構成される「熱硬化型」であってもよいし、強化繊維と熱可塑性樹脂または熱可塑性樹脂組成物とで構成される「熱可塑型」であってもよい。

【 0 0 3 7 】

航空機用部品の素材となるプリプレグ積層体 10 は、前記の通り、半硬化状態の複合材料層であるプリプレグを積層したものである。プリプレグは、強化繊維で構成される基材に熱硬化性樹脂組成物または熱可塑性樹脂組成物を含浸させて半硬化状態としたシート体である。プリプレグの具体的な構成は特に限定されない。また、プリプレグを積層して形成されるプリプレグ積層体 10 の具体的な構成も特に限定されない。例えば、プリプレグの形状、プリプレグの積層枚数、プリプレグの積層方向等については、得られる航空機用部品の形状、用途、種類等に応じて適宜設定することができる。

10

【 0 0 3 8 】

また、プリプレグ積層体 10 の形状も特に限定されない。代表的には、図 2 (A) に示す平板状が挙げられるが、プリプレグ積層体 10 は平板状のみに限定されず、平板に近い単純形状であってもよいし、一部に立体形状を含んでもよい。

【 0 0 3 9 】

また、プリプレグ積層体 10 は、プリプレグすなわち複合材料層以外の他の材料層が含まれてもよい。つまり、本開示に係る航空機用部品は、複合材料以外の他の材料を含んでもよい。例えば、プリプレグ積層体 10 の表面には、伸展性を有する樹脂（または樹脂組成物）により形成された樹脂層が積層されてもよい。このような樹脂層を含むプリプレグ積層体 10 を後述するように加熱加圧成形することで、表面に樹脂層が形成された航空機用部品を製造することができる。表面の樹脂層としては、機械加工性を付与する（例えば後述する穴開け時にバリまたはさざくれ等の発生を防止する）目的、あるいは、航空機用部品の外観を向上する目的のものが挙げられるが、特に限定されない。

20

【 0 0 4 0 】

また、プリプレグ積層体 10 には、他の材料層として金属メッシュ層あるいは金属箔が含まれてもよい。金属メッシュ層または金属箔も伸展性を有するので、本開示に係る航空機用部品の他の材料層として好適に用いることができる。例えば、プリプレグ積層体 10 の表面には、銅メッシュ層が積層されてもよい。銅メッシュ層を含むプリプレグ積層体 10 を後述するように加熱加圧成形することで、表面に銅メッシュを備える航空機用部品を製造することができる。銅メッシュ層は、航空機用部品において耐雷保護対策に用いられるが、金属メッシュ層または金属箔の具体的な種類または用途については特に限定されない。

30

【 0 0 4 1 】

本開示に係る航空機用部品は、前記の通り、長手方向に周長差を有する湾曲構造を有する長尺部材であればよく、その具体的な構成は特に限定されない。例えば、図 1 および図 2 (A) に示す Z 型フレーム 30 は、本体部 31 に対してそれぞれのフランジ部 32 , 33 が反対側に折り曲げられているが、例えば、同一方向に折り曲げられた C 型フレームであってもよい。あるいは、単一のフランジ部 32 のみを有する L 型フレームであってもよい。したがって、本開示に係る航空機用部品においては、長手方向の側縁の少なくも一方が折り曲げられてフランジ部を形成する構成であってもよい。あるいは、図示しないが、本体部 31 が平坦ではなく、波型構造、折れ曲り構造、ビード等の凹凸構造を有する構成であってもよい。

40

【 0 0 4 2 】

本開示が好適に適用される航空機用部品は、一方向に延伸する長尺部材であって、その長手方向に周長差を有する湾曲構造を含むものであればよい。それゆえ、Z 型フレーム 30 、あるいは C 型フレーム、L 型フレームのようなフレームであってもよいし、ストリングガであってもよいし、フレームまたはストリングガ以外の長尺部材であってもよい。また、断面形状も Z 型、C 型、L 型等に限定されず、ハット型（ H 型）等の他の形状であってもよい。

【 0 0 4 3 】

50

本開示に係る航空機用部品における強化繊維の含有率は特に限定されず、当該航空機用部品に要求される諸物性または諸条件に応じて好適な含有率を設定することができる。本開示においては、航空機用部品における強化繊維の含有率は、繊維体積含有率 V_f で規定することができる。繊維体積含有率 V_f は、炭素繊維強化プラスチック（CFRP）の分野等において公知であり、複合材料全体に含有される繊維の量（含有量）を体積比で示す指標である。繊維体積含有率 V_f の算出方法は、JIS K 7075 または ASTM D 3171 に準じて行えばよい。

【0044】

本開示に係る航空機用部品における繊維体積含有率 V_f は、50～70% の範囲内であればよく、好ましくは 55～65% の範囲内を挙げることができる。繊維体積含有率 V_f が小さ過ぎると、航空機用部品として良好な物性等を実現できない場合がある。一方、繊維体積含有率 V_f が大き過ぎると、マトリクス材である樹脂組成物が少なくなり過ぎて、強化繊維を良好に支持できなくなるだけでなく、強化繊維が切込部 12a を有していても、強化繊維が相対的に多くなり過ぎて、プレス成形時に良好に流動または伸展できなくなるおそれがある。

10

【0045】

ここで、本開示に係る航空機用部品に含まれていない接合部について図 3 を参照して具体的に説明する。図 3 には、従来の航空機用部品 50 の一部を模式的に図示している。図 3 に示す例では、従来の航空機用部品 50 の一部を、複合材料層を 3 層含む平板状の構成として図示しているが、実際の航空機用部品 50 は、複合材料層が 3 層に限定されず 2 層以上含むものであればよい。また、実際の航空機用部品 50 は、平板状に限定されず前述した立体構造を含むもの、あるいは、その他の公知の構造を有するものであればよい。

20

【0046】

航空機用部品 50 では、それぞれの複合材料層を構成する強化繊維 14 に一つの接合部 15 が設けられている。接合部 15 では、一方の強化繊維 14 に対して他方の強化繊維 14 が部分的に重なっている構成である。航空機用部品では、接合部 15 の間隔 W は例えば 13 mm 以上を挙げることができる。また、隣接する上下層においては、接合部 15 同士の間隔は例えば 25 mm 以上を挙げることができる。図 3 に示す例では、最下層（第 3 層）の強化繊維 14 における接合部 15 と中間層（第 2 層）の強化繊維 14 における接合部 15 との間隔が 25 mm 以上であればよい。

30

【0047】

航空機用部品が前述した立体構造を含む場合、従来では、プリプレグを手作業等により所定形状に積層してプリプレグ積層体 10 を形成してからオートクレーブにより加熱加圧成形している。この積層に際しては、図 3 に示すように、各層に接合部 15 を含むようにプリプレグが積層される。このような接合部 15 を含まないようにプリプレグが積層されてプリプレグ積層体 10 が形成された場合には、加熱加圧成形により得られる航空機用部品 50 において部分的に十分な強度または弾性率を実現できなくなるおそれがある。

【0048】

これに対して、本開示に係る航空機用部品では、複合材料層を構成する強化繊維が単一の連続繊維で構成され、かつ、部分的な切込部を含んでいる。そのため、加熱加圧成形時に樹脂組成物とともに強化繊維も流動または伸展（もしくはその両方）することができる。その結果、前述した立設部、凸部、および湾曲部の少なくともいずれかの立体構造を有する航空機用部品を、図 3 に示すような接合部 15 を形成することなく製造することができる。

40

【0049】

[複合材料製航空機用部品の製造方法]

次に、本開示に係る複合材料製航空機用部品の製造方法について、図 4 (A), (B) および図 5 を参照して具体的に説明する。

【0050】

図 4 (A) に示す工程図は、図 1 または図 2 (A) に例示する Z 型フレーム 30 等の航

50

空機用部品を製造する際の代表的な工程を示している。これに対して、図4(B)に示す工程図は、従来の一般的な航空機用部品を製造する際の代表的な工程を示している。複合材料の種類、プリプレグの種類、形状、あるいは、航空機用部品の種類、形状、用途等の諸条件によって実施される工程は異なるが、図4(A), (B)に示すそれぞれの工程図は、一般的な航空機用部品の代表的な製造方法の一例である。

【 0 0 5 1 】

航空機用部品を従来の一般的な製造方法で製造する場合、まず、プリプレグを積層して平板状のプリプレグ積層体10を準備し(工程P11)、このプリプレグ積層体10をホットドレープ成形して湾曲構造を形成する(工程P12)。ホットドレープ成形では、プリプレグ積層体10を湾曲構造およびZ型を形成するための治具上に載置し、樹脂組成物は硬化しないが流動性が生じる条件で、加熱および加圧を行う。これにより、湾曲構造および断面のZ型が形成されたプリプレグ積層体10が得られる。その後、耐熱フィルムおよびシール材等を用いて、雄型治具とともにプリプレグ積層体10をバギング処理し(工程P13)、オートクレーブ成形する(工程P14)。オートクレーブ成形によりプリプレグ積層体10が加熱および加圧されるため、当該プリプレグ積層体10は、湾曲構造および断面のZ型を保持した状態で硬化し、硬化物すなわち航空機用部品が得られる。

10

【 0 0 5 2 】

オートクレーブ成形が終了すれば、バギングされた状態の雄型治具および航空機用部品をデバッグ処理して、当該航空機用部品を脱型する(工程P15)。オートクレーブ成形に際しては、樹脂組成物が流れ出して硬化した余剰部分が周囲に発生する。そのため、この余剰部分を除去するために硬化物をトリム処理する(工程P16)。トリム処理の後に、硬化物を穴開け処理し(工程P17)、その後に硬化物について非破壊検査(Non Destructive Inspection: NDI)を行う(工程P18)。NDIでは、硬化物の品質に影響を与える(またはその可能性のある)欠陥、例えば、層間剥離、空隙(ボイド)、ポロシティ等の有無について検査する。さらにNDIの後に、硬化物をエッジシール処理する(工程P19)。エッジシール処理により、トリム処理によってトリム端に露出した纖維からの吸湿を防止することができるとともに、露出した纖維を介した電食を防止することも可能となる。

20

【 0 0 5 3 】

これに対して、本開示に係る航空機用部品の係る製造方法では、従来と同様に、プリプレグを積層してプリプレグ積層体10を準備するが(工程P01)、このプリプレグ積層体10を所定の成形型を用いてホットプレス成形(加熱加圧成形)する(工程P02)。ホットプレス成形に際しては、図5に示すように、断面のZ型および湾曲構造を形成するためのZ型フレーム治具40を準備する。

30

【 0 0 5 4 】

このZ型フレーム治具40は、長手方向に湾曲しており、この湾曲に沿って周長差を有する載置面40a, 40bが設けられている。載置面40aは、Z型フレーム治具40の上面であり、載置面40bは、載置面40aにおける外側の側縁に隣接かつ立設した面である。また、載置面40aの内側の側縁には拘束部41が設けられている(説明の便宜上、図中点線で図示)。この拘束部41は、例えば、載置面40aの内側に隣接かつ立設する拘束面に取り付け可能に設けられ、拘束面との間でプリプレグ積層体10の一部を拘束するように構成されている。

40

【 0 0 5 5 】

図5における上段に示すように、プリプレグ積層体10は、まず、拘束部41により一方の側縁部が拘束部41により拘束される。そして、図5における中段に示すように、プリプレグ積層体10を載置面40aから載置面40bに向かって面内方向に大規模に延伸しながら(図中黒のロック矢印)、当該載置面40a, 40b上に載置する。この状態でホットプレス成形することにより、Z型フレーム治具40上において、樹脂組成物が流動しつつ、強化纖維の切込部が開くことによって、強化纖維の積層構造が実質的に保持されたままで、当該強化纖維を含む複合材料層(すなわち強化纖維および樹脂組成物)が大

50

規模に伸展し、樹脂組成物が硬化する。これにより、ホットプレス成形の実質 1 工程で、図 5 における下段に示すように、Z 型フレーム 30 等のように、長手方向に周長差を有する湾曲構造を有する航空機用部品を容易に成形することができる。

【 0 0 5 6 】

また、強化纖維の切込部が開いて複合材料層が大規模に伸展することで、当該強化纖維の配向角を希望の角度になるように制御することができる。例えば、Z 型フレーム 30 等の湾曲構造を有する長尺部品においては、周長方向およびその直交方向における強化纖維の纖維方向（配向角）が、その強度に大きく寄与し得る。本開示においては、切込部により強化纖維が大規模に進展するため、強化纖維の纖維方向は、周長方向およびその直交方向に対して概ね沿うように制御することができる。一方、従来の製造方法のようにプリプレグを切り貼りして積層する場合には、纖維方向を周長方向およびその直交方向に沿わせるような制御はできない。

10

【 0 0 5 7 】

また、本開示に係る製造方法では、従来の製造方法のように、加熱とともに加圧を行うオートクレーブが必要なくなる。オートクレーブは、ホットプレス成形の設備に比べて相対的に高価であるので、本開示に係る製造方法であれば、製造設備の費用の増加を抑制することができる。また、オートクレーブが不要となれば、バギング処理およびデバッグ処理も必要なくなる。バギング処理およびデバッグ処理は、工数も作業時間も相対的に大きくなるので、これら処理を削減することで、製造方法をより効率化することができる。なお、ホットプレス成形（工程 P 0 2 ）において、プリプレグ積層体 10 の強化纖維を好適に進展させることができると想定するならば、拘束部 41 等によりプリプレグ積層体 10 の一部を拘束する必要はない。

20

【 0 0 5 8 】

ホットプレス成形により硬化物すなわち航空機用部品が得られれば、当該航空機用部品に対して、前述したようにトリム処理（工程 P 0 3 ）および穴あけ処理（工程 P 0 4 ）を行ってから、当該航空機用部品について ND I を行い（工程 P 0 5 ）、その後に硬化物をエッジシール処理する（工程 P 0 6 ）。ここで、本開示に係る製造方法では、ホットプレス成形（工程 P 0 2 ）に際して、プリプレグ積層体 10 を構成する複合材料（強化纖維および樹脂組成物）の流動を制御することができるので、航空機用部品の形状、複合材料の種類、ホットプレス成形の条件等の諸条件に応じて、エッジシール処理を省略することも可能となる。

30

【 0 0 5 9 】

ここで、本開示に係る航空機用部品の製造方法において、複合材料の流動制御および伸展制御について説明する。前記の通り、本開示においては、プリプレグ積層体 10 を構成する複合材料層に、第一複合材料層すなわち強化纖維に切込領域（切込部 12a が形成されている領域）を含むので、ホットプレス成形に際して、樹脂組成物だけでなく強化纖維も流動させたり伸展させたりすることができる。プリプレグ積層体 10 における切込領域の位置は特に限定されず、得られる航空機用部品の断面構造あるいは湾曲の程度に応じた好適な位置を適宜設定することができる。

【 0 0 6 0 】

40

このように、本開示に係る航空機用部品の製造方法では、プリプレグ積層体 10 において切込領域の位置を適宜設定することで、長手方向に周長差を有する湾曲構造をプレス成形により製造することができる。従来においても、プリプレグ積層体をプレス成形して周長差を有する航空機用の長尺部品を製造することは可能であったものの、その周長差および長さに制限があった。

【 0 0 6 1 】

従来のプレス成形による製造方法では、長尺部材の長さは 300 mm 程度までが製造効率上の限界であり、また、湾曲構造の曲率半径 R は 8000 mm を超えない限り、強化纖維が伸展しないためプリプレグ積層体が成形型になじまず、特に内側にしわが発生した。これに対して、本開示に係る製造方法では、長さが 300 mm 以上であり、曲率半径 R は 8

50

000mm以下である長尺部品を良好に製造することができる。特に、長さに関しては理論上制限なしで製造することが可能である。

【0062】

[航空機用部品の具体例]

次に、図6および図7(A)～(E)を参照して、実際に製造した航空機用部品の一例について説明する。図6は、図2(C)に模式的に示す開切込部12bの実際の一例であり、このような開切込部は、図7(A)に示すZ型フレームの表面に観察される。図6に示す例は、航空機用部品の表面に形成された開切込部12bの一例であり、本開示に係る航空機用部品の特徴的な構成である。

【0063】

図7(A)に示すZ型フレームでは、全体的に積層構造が良好に保持されている。例えば、Z型フレームの縦断面すなわち図7(A)におけるI-I線矢視方向の断面図を見ると、図7(B)に示すように、複合材料層の積層構造が良好に保持されている。また、Z型フレームにおける3箇所の横断面すなわち図7(A)におけるII-II線矢視方向の断面図、III-III線矢視方向の断面図、IV-IV線矢視方向の断面図を見ても、全体的に複合材料層の積層構造が良好に保持されている。

10

【0064】

このように、本開示に係る航空機用部品は、強化纖維および樹脂組成物から少なくとも構成される複合材料層が複数積層された積層構造を有するとともに、長手方向に周長差を有する湾曲構造を有しており、積層構造が、湾曲構造を含む部品全体において保持され、複合材料層は、少なくとも、前記強化纖維が、接合部を含まない単一の連続纖維で構成され、かつ、部分的な切込部を含み、さらに、前記強化纖維には、前記切込部が開いた状態である開切込部が含まれている層である。

20

【0065】

また、本開示に係る航空機用部品の製造方法は、強化纖維および樹脂組成物から構成される複合材料層を複数積層して積層体を形成し、当該積層体を治具に設置して加熱加圧成形する際に、複合材料層として、部分的な切込部を複数含む切込領域を有し、かつ、接合部を含まない単一の強化纖維および樹脂組成物から構成されるものが用いられ、治具は、長手方向に湾曲しており、かつ、積層体を設置する設置面を有し、この積層体を載置面に載置して、その一部を拘束した状態で当該積層体全体を面内方向に伸展させた状態で、加熱加圧成形する。

30

【0066】

このような構成によれば、強化纖維が接合部を含まない単一の連続纖維で構成され、かつ、部分的な切込部を含んでいる。このような強化纖維を含むプリプレグの積層体を成形型に設置して加熱加圧成形(プレス成形)すると、成形型のキャビティ内で樹脂組成物が流動しつつ、強化纖維の切込部が開くことによって、強化纖維の積層構造が実質的に保持されるか積層構造が大幅に変化しない状態で、当該強化纖維を含む複合材料層(すなわち強化纖維および樹脂組成物)は大規模に伸展する。これにより、加熱加圧成形の実質1工程で、長手方向に周長差を有する湾曲構造を容易に成形することができる。そのため、オートクレーブ成形を用いることなく、金属と同様に積層体を面内方向に伸展させながら複合材料製航空機用部品をプレス成形で容易に製造することができるとともに、従来のようにプリプレグを切り貼りして積層する手間を省くことができるため、製造効率を向上することができる。

40

【0067】

なお、本発明は前記実施の形態の記載に限定されるものではなく、特許請求の範囲に示した範囲内で種々の変更が可能であり、異なる実施の形態や複数の变形例にそれぞれ開示された技術的手段を適宜組み合わせて得られる実施の形態についても本発明の技術的範囲に含まれる。

【産業上の利用可能性】

【0068】

50

本発明は、複合材料製の航空機用部品を製造する分野、特に、フレームまたはストリンガ等のような長尺部材であって、長手方向に周長差を有する湾曲構造を含む航空機用部品を複合材料で製造する分野に広く好適に用いることができる。

【符号の説明】

【0069】

10 : プリプレグ積層体

11 : 複合材料層

12 a : 切込部

12 b : 開切込部

14 : 強化纖維

15 : 接合部

30 : Z型フレーム（航空機用部品、長尺部材）

31 : 本体部

32, 33 : フランジ部

40 : Z型フレーム治具

40 a, 40 b : 載置面

41 : 拘束部

10

20

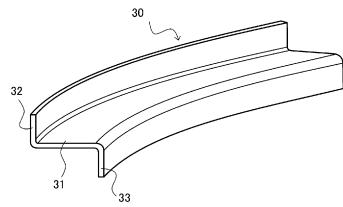
30

40

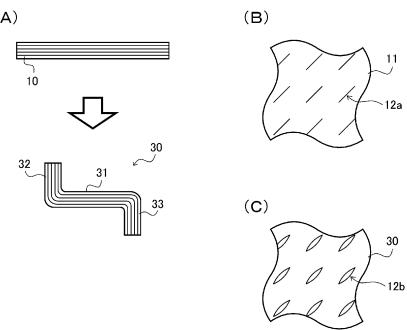
50

【図面】

【図 1】

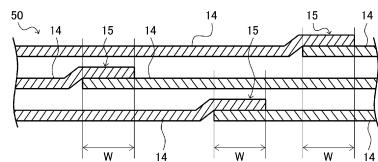


【図 2】

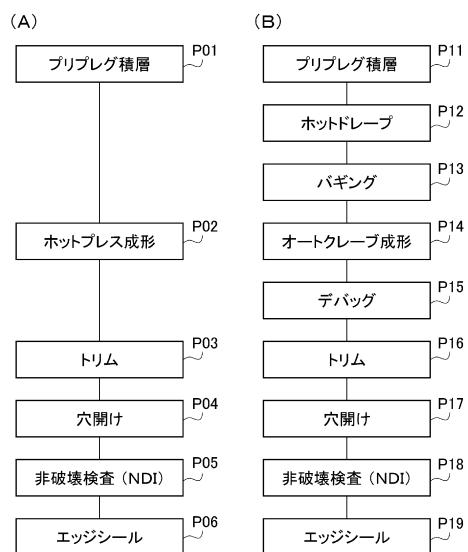


10

【図 3】



【図 4】



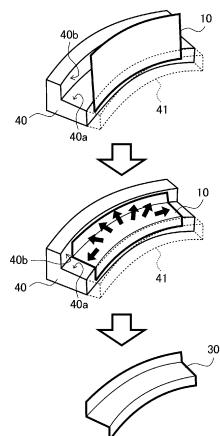
20

30

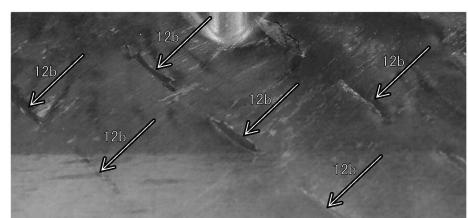
40

50

【図5】

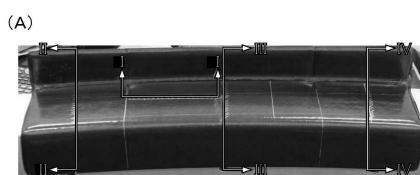


【図6】

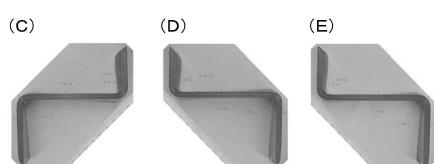


10

【図7】



20



30

40

50

フロントページの続き

(72)発明者 金澤 昇平
兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号 川崎重工業株式会社内

(72)発明者 奥村 謙士郎
兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号 川崎重工業株式会社内

審査官 諸星 圭祐

(56)参考文献 特開2010-023449(JP,A)
特表2016-508900(JP,A)
国際公開第2016/043156(WO,A1)
特開2015-143007(JP,A)
特開2017-008258(JP,A)
米国特許出願公開第2017/0129207(US,A1)

(58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)

B64C 1/00
B64C 1/06
B29C 70/06
B64F 5/10