(19)日本国特許庁(JP)　(12)公開特許公報(A)　(11)特許出願公開番号
特開2013-18228
(P2013-18228A)
(43)公開日　平成25年1月31日(2013.1.31)

(51)Int.Cl.		F I		テーマコード（参考）
B29C 43/34	(2006.01)	B29C 43/34		3G202
F04D 29/38	(2006.01)	F04D 29/38	G	3H130
F01D 5/28	(2006.01)	F01D 5/28		4F204
F01D 25/00	(2006.01)	F01D 25/00	X	
B29K 105/08	(2006.01)	B29K 105:08		

審査請求 未請求　請求項の数 10　ＯＬ　（全 14 頁）　最終頁に続く

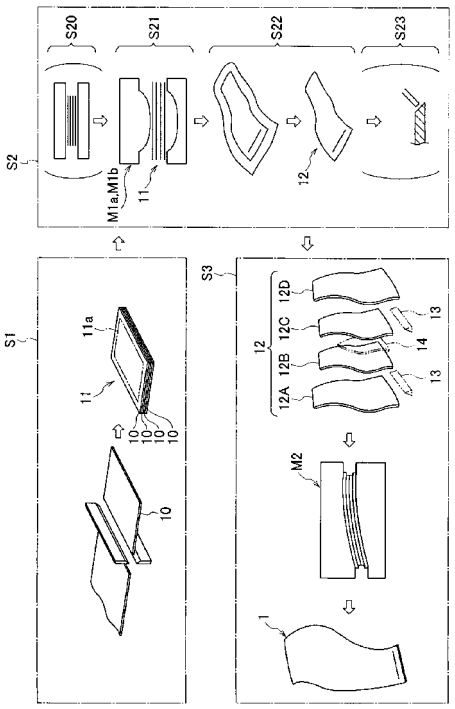
(21)出願番号　特願2011-154707 (P2011-154707)
(22)出願日　平成23年7月13日 (2011.7.13)

(71)出願人　000000099
株式会社ＩＨＩ
東京都江東区豊洲三丁目１番１号
(74)代理人　100083806
弁理士　三好　秀和
(74)代理人　100100712
弁理士　岩▲崎▼　幸邦
(74)代理人　100095500
弁理士　伊藤　正和
(74)代理人　100101247
弁理士　高橋　俊一
(74)代理人　100098327
弁理士　高松　俊雄

最終頁に続く

(54)【発明の名称】ガスタービンエンジン用ブレードの製造方法

(57)【要約】
【課題】ガスタービンエンジン用ブレードの製造方法の生産性を向上させる。
【解決手段】熱可塑性樹脂をマトリックスとする複数の複合材シート１０を、互いに積層して積層体１１を形成する積層工程Ｓ１と、積層体１１のうち、該積層体１１を構成する全ての複合材シート１０が積層方向に重なり合っている部位１１ａに３次元曲面形状を付与し、当該部位１１ａの中の少なくとも一部から３次元曲面形状を有する翼片１２を成形する翼片成形工程Ｓ２と、複数の翼片１２を、互いに重ね合わせた状態で加熱および加圧して一体化し、所定の翼面形状に成形する一体化工程Ｓ３と、を備えているガスタービンエンジン用ブレードの製造方法である。
【選択図】図７



【特許請求の範囲】
【請求項１】
熱可塑性樹脂をマトリックスとする複数の複合材シートを、互いに積層して積層体を形成する積層工程と、
前記積層体のうち、該積層体を構成する全ての複合材シートが積層方向に重なり合っている部位に３次元曲面形状を付与し、当該部位の中の少なくとも一部から３次元曲面形状を有する翼片を成形する翼片成形工程と、
複数の前記翼片を、互いに重ね合わせた状態で加熱および加圧して一体化し、所定の翼面形状に成形する一体化工程と、
を備えていることを特徴とするガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項２】
前記複合材シートは、連続繊維を強化繊維として含むことを特徴とする請求項１に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項３】
前記翼片成形工程は、前記積層体を加熱および加圧することで、前記積層体のうち、該積層体を構成する全ての複合材シートが積層方向に重なり合っている部位に３次元曲面形状を付与する曲面成形工程を含むことを特徴とする請求項１又は２に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項４】
前記曲面成形工程では、複数の前記積層体を、該複数の積層体に共通の金型で加熱および加圧することで、各積層体のうち、該積層体を構成する全ての複合材シートが積層方向に重なり合っている部位に３次元曲面形状を付与することを特徴とする請求項３に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項５】
前記翼片成形工程は、前記３次元曲面形状を付与された前記積層体の周縁部をトリミングするトリミング工程を含むことを特徴とする請求項３乃至４のいずれか１項に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項６】
前記翼片成形工程は、前記積層体を加熱および加圧して一体化し、平板形状に成形する平板成形工程を含み、
前記曲面成形工程では、平板形状に成形された前記積層体を再度加熱および加圧して、前記積層体のうち、該積層体を構成する全ての複合材シートが積層方向に重なり合っている部位に３次元曲面形状を付与することを特徴とする請求項３乃至５のいずれか１項に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項７】
前記翼片成形工程は、前記３次元曲面形状を付与された前記積層体にテーパ形状を付与するテーパ加工工程を含むことを特徴とする請求項３乃至６のいずれか１項に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項８】
金属または複合材からなる部品を成形する部品成形工程を更に備え、
前記一体化工程では、前記複数の翼片を、前記部品を介在させた状態で加熱および加圧して一体化することを特徴とする請求項１乃至７のいずれか１項に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項９】
前記積層工程は、前記複合材シートを所定形状に切り出す切り出し工程を含み、
所定形状に切り出された前記複合材シートを、端部を揃えて積層することを特徴とする請求項１乃至８のいずれか１項に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造方法。
【請求項１０】
前記複合材シートは、強化繊維に熱可塑性樹脂を含浸させたプリプレグであることを特徴とする請求項１乃至９のいずれか１項に記載のガスタービンエンジン用ブレードの製造

方法。
【発明の詳細な説明】
【技術分野】
【０００１】
本発明は、ガスタービンエンジン用ブレードの製造方法に関する。
【背景技術】
【０００２】
特許文献１には、強化繊維を含み、かつ熱可塑性樹脂をマトリックスとする複合材プリプレグから、ガスタービンエンジン用ファンブレードを製造する方法が開示されている。この製造方法では、積層位置に応じて大きさおよび形状の異なるプリプレグを平面上に厚さ方向に積層して積層体を形成し、この積層体を加熱および加圧して平板形状に成形したものを、再度加熱および加圧して３次元曲面形状の翼片に成形し、この翼片を複数重ねたものを加熱および加圧して一体化することで、ファンブレードの３次元翼面形状を得ている。
【先行技術文献】
【特許文献】
【０００３】
【特許文献１】国際公開ＷＯ２００９／１１９８３０号パンフレット
【発明の概要】
【発明が解決しようとする課題】
【０００４】
上記特許文献１にかかる製造方法では、比較的薄い翼片の段階で３次元曲面形状を付与しているため、容易かつ高精度に３次元曲面形状を得ることができるものの、プリプレグを積層位置に応じて異なる大きさおよび形状に裁断し、それらを正しい位置に積層する必要があるため、ブレードの生産性を向上させることが困難であった。
【０００５】
本発明は、上記課題に鑑みて為されたものであり、その目的は、ガスタービンエンジン用ブレードの製造方法の生産性を向上させることである。
【課題を解決するための手段】
【０００６】
本発明の一態様は、熱可塑性樹脂をマトリックスとする複数の複合材シートを、互いに積層して積層体を形成する積層工程と、前記積層体のうち、該積層体を構成する全ての複合材シートが積層方向に重なり合っている部位に３次元曲面形状を付与し、当該部位の中の少なくとも一部から３次元曲面形状を有する翼片を成形する翼片成形工程と、複数の前記翼片を、互いに重ね合わせた状態で加熱および加圧して一体化し、所定の翼面形状に成形する一体化工程と、を備えているガスタービンエンジン用ブレードの製造方法である。
【発明の効果】
【０００７】
本発明にかかる製造方法によれば、積層体のうち、該積層体を構成する全ての複合材シートが積層方向に重なり合っている部位に３次元曲面形状を付与し、当該部位の中の少なくとも一部から３次元曲面形状を有する翼片を成形するので、積層工程の段階において、複合材シートを積層位置に応じて異なる大きさおよび形状に裁断する必要がない。また、仮に、積層体の各層を構成する複合材シート間に層ずれ（面方向の位置ずれ）が生じたとしても、翼片成形工程において３次元曲面形状を付与された積層体の周縁部をトリミング等すればよく、積層体を形成してから積層体の各層の複合材シートが一体化されるまでの間に、上記層ずれを厳密に管理する必要がない。従って、本発明にかかる製造方法によれば、積層工程に要する時間が大幅に短縮され、かつ、作業工程も簡略化され、ブレードの生産性が向上する。
【図面の簡単な説明】
【０００８】

【図１】本発明の実施形態にかかるブレードの側面図である。
【図２】図１のブレードの正面図である。
【図３】図１のブレードの平面図である。
【図４】図１のＩＶ－ＩＶ断面図である。
【図５】図１のＶ－Ｖ断面図である。
【図６】本発明の実施形態にかかるブレードの製造方法を示すフロー図である。
【図７】本発明の実施形態にかかるブレードの製造方法の詳細を示すフロー図である。
【図８】比較例にかかるブレードの製造方法を示すフロー図である。
【図９】図８の製造方法で翼片を製造した場合の所要時間を説明する図である。
【図１０】本発明の実施例１にかかるブレードの製造方法を示すフロー図である。
【図１１】図１０の製造方法で翼片を製造した場合の所要時間を説明する図である。
【発明を実施するための形態】
【０００９】
以下、図面を参照しながら、本発明の実施形態を説明する。なお、以下の説明において同様の部材には同様の符号を付し、重複する説明を省略する。また、図１～５中の「軸方向」「径方向」「回転方向」は、ブレード各部の位置関係を説明するために、便宜上定めたものであり、実際のブレードの取付姿勢を規定するものではない。なお、これらの「軸方向」等は、ブレードが取付けられる典型的なガスタービンエンジンの軸方向等に対応している。
【００１０】
本実施形態に係るブレードは、航空機用ジェットエンジン等のガスタービンエンジンに用いられる動翼としてのブレード１（例えば、ファンブレード等）である。
【００１１】
図１～５に示すように、ブレード１は、図示しないファンディスクなどの支持構造物に支持される基部２と、該基部２から径方向外側に延びる翼部３とを備えている。
【００１２】
翼部３は、空力計算により求められた所定の翼面形状を有している。該翼部３の翼面形状は、前縁３ａと、後縁３ｂと、前縁３ａから後縁３ｂまで延在する回転方向前側の側面である正圧面３ｃと、前縁３ａから後縁３ｂまで延在する回転方向後側の側面である負圧面３ｄとによって画成されている。
【００１３】
翼部３の翼面形状は、径方向に垂直な断面において、略翼型形状を呈する。すなわち、翼部３の各径方向位置における径方向に垂直な断面では、翼部３の厚さは前縁３ａから後縁３ｂにかけて変化し、かつ、翼部３の中心線が湾曲している。ここで翼部３の厚さとは、正圧面３ｃと負圧面３ｄとによって切り取られる翼弦（前縁３ａと後縁３ｂとを結ぶ直線）に垂直な線分の長さである。
【００１４】
翼部３の中心線とは、翼部３の径方向に垂直な断面において、正圧面３ｃと負圧面３ｄとの間の中点（正圧面３ｃと負圧面３ｄとによって切り取られる翼弦に垂直な線分の中点）を結んでできる曲線分であり、典型的な翼型における翼型中心線に該当する曲線分である。この中心線の湾曲の程度は、概して翼部３の径方向内側から翼部３の径方向外側に行くほど小さくなる。つまり、径方向内側端部における翼部３の中心線は、図４に示すように大きく湾曲しているのに対し、径方向外側端部における翼部３の中心線は、ほとんど湾曲しておらず、図５に示すように略直線である。
【００１５】
また、翼部３の中心線の集まりによって規定される曲面（径方向に垂直な面との交線が翼部３の中心線と一致する曲面）は、３次元曲面を形成している。３次元曲面とは、柱面や錐面のように平面を単に丸めることで成立させることのできる曲面とは異なり、球面のように元の平面から変形する際に面方向の伸縮が伴わなければ成立しない曲面である。３次元曲面は、非可展面あるいはガウス曲率がゼロでない曲面とも呼ばれる。

【００１６】
本実施形態では、翼部３が規定する３次元曲面は、負のガウス曲率を有しており、翼部３は、図２に示すように大きくねじれている。翼部３の平面図上において、径方向内側端部における径方向に垂直な断面の翼弦（図３及び図４に示されたＡ）と、径方向外側端部における径方向に垂直な断面の翼弦（図３及び図５に示されたＢ）とがなす角度θの最大値を、翼部３のねじれ角として定義すると、翼部３のねじれ角は４５度以上７０度以下の範囲内にある。
【００１７】
次に、本実施形態にかかるブレード１の製造方法について説明する。
【００１８】
ブレード１の製造方法は、図６～７に示すように、熱可塑性樹脂をマトリックスとする複数の複合材シート１０を、互いに積層して積層体１１を形成する積層工程Ｓ１と、積層体１１のうち、該積層体１１を構成する全ての複合材シート１０が積層方向に重なり合っている部位１１ａに３次元曲面形状を付与し、当該部位１１ａの中の少なくとも一部から３次元曲面形状を有する翼片１２を成形する翼片成形工程Ｓ２と、複数の翼片１２（１２Ａ，１２Ｂ、１２Ｃ、１２Ｄ）を、互いに重ね合わせた状態で加熱および加圧して一体化し、上記翼面形状に成形する一体化工程Ｓ３と、を備える。なお、３次元曲面形状とは、厚さを有する形状で、厚さ方向中心面が実質的に３次元曲面である形状をいう。
【００１９】
積層工程Ｓ１では、熱可塑性樹脂をマトリックスとする複数の複合材シート１０を、互いに厚さ方向に積層する。複合材シート１０は、ブレード１に要求される高強度・高靭性の要請から、連続繊維を強化繊維として含むものであることが好ましい。ここで連続繊維とは、連続状態の繊維を表し、本実施形態では、複合材シート１０のうち翼片１２となる部位の端から端まで途切れることなく連続している繊維を意味する。連続繊維を強化繊維として含む複合材シート１０を使用することにより、ブレード１の強度および靭性を向上させることができる。
【００２０】
本実施形態では、複合材シート１０として、一方向に引きそろえられた強化繊維に熱可塑性樹脂を含浸させた一方向プリプレグが用いられる。なお、複合材シート１０は、一方向プリプレグに限らず、平織り、綾織り、朱子織りなどの織物の強化繊維に熱可塑性樹脂を含浸させた織物プリプレグであってもよい。強化繊維に熱可塑性樹脂を含浸させたプリプレグは、可使時間が長く（略無限であり）、作業性に優れている。複合材シート１０として、強化繊維に熱可塑性樹脂を含浸させたプリプレグを使用すれば、例えば、積層工程Ｓ１の途中で作業を長時間中断することも可能であり、上流または下流工程の停止などにも柔軟に対応することができるため、量産性が向上する。
【００２１】
熱可塑性樹脂の種類は、特に限定されず、ブレード１に要求される強度・靭性などの特性に応じて、公知のエンジニアリングプラスチック又はスーパーエンジニアリングプラスチック等の中から適宜選択可能である。ブレード１に好適な例としては、ポリエーテルエーテルケトン、ポリフェニレンスルファイド、ポリエーテルイミド、ポリエーテルケトンケトンなどが挙げられる。
【００２２】
また、強化繊維の種類も、特に限定されず、ブレード１に要求される強度・靭性などの特性に応じて適宜選択可能である。ブレード１に好適な例としては、炭素繊維、アラミド繊維、ガラス繊維などが挙げられる。
【００２３】
積層工程Ｓ１において積層される複合材シート１０の大きさ・形状は、特に限定されず、積層体１１のうち、該積層体１１を構成する全ての複合材シート１０が積層方向に重なり合っている部位１１ａの一部または全部から、少なくとも一つの翼片１２を成形しうる大きさ・形状であればよい。当該部位１１ａでは、積層体１１を構成する全ての複合材シ

ート１０の各々が、部位１１ａの範囲全体に亘って連続して広がっている。すなわち、積層体１１のいずれの層においても、部位１１ａの範囲内に、複合材シート１０が存在しない領域は形成されていない。

【００２４】

一の積層体１１を構成する複数の複合材シート１０は、最終的に翼片１２となる部分以外の部分は、各層共通の形状を有してもよいし、各層で異なる形状を有していてもよい。つまり、例えば、強化繊維の配向が異なる複合材シート１０を同一形状に切り出し、それらの端部を揃えて積層するようにしてもよいし、形状および強化繊維の配向が同一の複合材シート１０を、各層の強化繊維の向きが所望の向きとなるように、複合材シート１０の方向を変えて（例えば、１層目の配向角が０°、２層目の配向角が４５°となるように積層したい場合は、１層目の複合材シート１０に対して、２層目の複合材シート１０を４５°回転させて）積層してもよい。前者の場合は、積層体１１の取扱いが容易になり、例えば、後述の翼片成形工程Ｓ２で金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）内に積層体１１を設置する際に、積層体１１全体を位置決めしやすくなる。また、揃えた端部がそのまま翼片１２の一端を構成するように複合材シート１０を切り出せば、後述のトリミング工程Ｓ２２の一部を省略することが可能になる。一方、後者の場合は、複合材シート１０の切り出し作業を簡略化または省略することができる。なお、翼片１２の大きさ・形状は、ブレード１の大きさ・形状に応じて適宜設定することが可能である。

【００２５】

また、積層体１１を構成する複合材シート１０の強化繊維の配向は、翼片１２（ひいてはブレード１）に要求される強度・靭性等に応じて、適宜設定される。本実施形態では、１層目の配向角が０°、２層目の配向角が４５°、３層目の配向角が０°、４層目の配向角が－４５°（以下、繰り返し）となるように積層している。なお、強化繊維の配向角は、ブレード１の翼長方向（図１～５の径方向）に一致または対応する方向を基準０°としている。

【００２６】

積層体１１を構成する複合材シート１０の周縁部の形状は、例えば、自動積層機を用いて積層作業を行う場合に、自動積層機が各複合材シート１０の強化繊維の配向を自動で認識できるように、強化繊維の配向に応じて異なる位置に切欠きを設けるなど、オートメーション化の要求に応じて適宜変更可能である。

【００２７】

なお、一の積層体１１を構成する複合材シート１０の枚数は、２枚以上２０枚以下であることが好ましい。より好ましくは、４枚以上１６枚以下である。複合材シート１０の枚数が２枚以上２０枚以下であれば、翼片成形工程Ｓ２において、積層体１１に対して、より容易かつ高精度に３次元曲面形状を付与することができ、４枚以上１６枚以下であれば、さらに容易かつ高精度に３次元曲面形状を付与することができる。

【００２８】

また、積層される複合材シート１０の間に、必要に応じて熱可塑性樹脂からなるインターリーフを介在させることも可能である。これにより、層間の密着力を向上させることができる。

【００２９】

次に、翼片成形工程Ｓ２では、積層工程Ｓ１で形成した積層体１１のうち、該積層体１１を構成する全ての複合材シート１０が積層方向に重なり合っている部位１１ａに３次元曲面形状を付与し、当該部位１１ａの中の少なくとも一部から３次元曲面形状を有する翼片１２を成形する。

【００３０】

翼片成形工程Ｓ２は、積層体１１を加熱および加圧することで（所謂サーモフォーム成形により）、積層体１１のうち、該積層体１１を構成する全ての複合材シート１０が積層方向に重なり合っている部位１１ａに、３次元曲面形状を付与する曲面成形工程Ｓ２１を含む。

【００３１】
この曲面成形工程Ｓ２１では、積層体１１を所定の金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）内に設置し、該金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）を所定の温度に加熱しつつ所定の圧力で積層体１１に押圧する。金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）の上型および下型には、図示しないカートリッジヒータ等の加熱手段およびミスト冷却配管等の冷却手段が埋設されており、これらを制御することによって、金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）を所望の温度に調節することができる。金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）の温度は、特に限定されないが、１５０℃以上４００℃以下であることが好ましい。金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）の圧力は、特に限定されないが、０．２ＭＰａ以上０．４ＭＰａ以下であることが好ましい。ここで積層体１１は、金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）によって加圧されつつ、金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）からの伝熱によって加熱される。これにより、複合材シート１０の樹脂が溶融または半溶融状態となって複合材シート１０が軟化し、さらに、積層体１１内で強化繊維の移動、樹脂の流動、層間のずれ等が生じて、積層体１１が一体化されつつ変形することで、積層体１１のうち、該積層体１１を構成する全ての複合材シート１０が積層方向に重なり合っている部位１１ａに、３次元曲面形状が付与される。なお、このとき積層体１１の層間の融着を確実なものとするために、金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）による加熱および加圧に加え、抵抗融着、誘導融着、超音波融着等を併用してもよい。曲面成形工程Ｓ２１は、加熱した金型Ｍ１ａ（または金型Ｍ１ｂ）を積層体１１に押圧することで積層体１１の加熱と加圧とを同時に行っており、これにより翼片成形工程Ｓ２の時間短縮に寄与している。

【００３２】
本実施形態では、曲面成形工程Ｓ２１において、２種類の金型Ｍ１ａ、Ｍ１ｂを用いている。すなわち、複数の積層体１１のうち、翼部３の正圧面３ｃ側の翼片１２となる積層体１１は、それらに共通の金型Ｍ１ａで加熱および加圧することで、それらの部位１１ａに共通の３次元曲面形状を付与している。また、複数の積層体１１のうち、負圧面３ｄ側の翼片１２となる積層体１１は、それらに共通の金型Ｍ１ｂで加熱および加圧することで、それらの部位１１ａに共通の３次元曲面形状を付与している。本実施形態では、金型Ｍ１ａによって付与される３次元曲面形状は、金型Ｍ１ｂによって付与される３次元曲面形状と異なっており、正圧面３ｃ側の翼片１２と負圧面３ｄ側の翼片１２とでは、少なくとも形状が異なる。一方で、翼部３の負圧面３ｄ側または正圧面３ｃ側のうち同じ側の翼片１２となる積層体１１には、共通の金型によって共通の３次元曲面形状を付与している。このように、１枚のブレードを構成する複数の翼片１２のうち２枚以上の翼片１２を、それらに共通の金型で成形すれば、金型の数を減らし、ブレード１の製造ラインを小型化することができる。なお、曲面成形工程Ｓ２１で使用する金型の種類の数は、特に限定されず、例えば、成形する翼片１２ごとに異なる個別の金型を用いてもよい。この場合、各翼片１２の大きさ・形状（特に、各翼片１２の厚さ、ねじれ角、湾曲の程度など）を翼片１２ごとに異なるものとすることができる（一体化工程Ｓ３において一体化されたあとの翼片１２の形状に近づけることができる）ので、比較的厚さの大きい大型のブレード１を製造する場合でも、一体化工程Ｓ３における翼片１２の変形量を抑えることができ、一体化工程Ｓ３における成形時のしわの発生を防止することができる。

【００３３】
また、本実施形態にかかる翼片成形工程Ｓ２は、上記３次元曲面形状を付与された積層体１１の周縁部をトリミングするトリミング工程Ｓ２２を含む。ここで、積層体１１の上記部位１１ａのうち上記３次元曲面形状を付与された部分の周縁部の全周または一部を、適宜の大きさ（長さ、幅等）で除去することにより、一体化工程Ｓ３において一体化される複数の翼片１２（１２Ａ～１２Ｄ）の大きさ・形状を、積層位置に応じて異なるものとすることができる。これにより、一体化工程Ｓ３後のブレード１の形状を、設計通りの厚さ分布を有する翼面形状とすることができる。本実施形態では、翼片１２Ａ～１２Ｄの形状を、ブレード１の翼面形状を厚さ方向に４分割したときに得られる形状としている。なお、積層体１１の全部がそのまま翼片１２となる場合（積層体１１を構成する全ての複合

材シート１０が、各々積層方向に隣接する層に対して互いにその全面において重なり合っており、かつ、当該重なり合っている部位全域に対して翼片１２の３次元曲面形状が付与される場合）は、トリミング工程Ｓ２２を省略することができる。また、１枚のブレード１を構成する翼片１２の枚数（ブレード１の分割数）は、４枚に限らず、ブレード１の厚さに応じて適宜増減可能である。

【００３４】

また、翼片成形工程Ｓ２は、上記３次元曲面形状を付与された積層体１１にテーパ形状を付与するテーパ加工工程Ｓ２３を含んでもよい。翼片１２または積層体１１の上記部位１１ａのうち上記３次元曲面形状を付与された部分にテーパ形状を付与することにより、各翼片１２の形状（特に、翼片１２の厚さ分布など）を設計通り積層位置ごとに異なるものとすることができるので、一体化工程Ｓ３後のブレード１の厚さ分布を、設計通りの厚さ分布により近づけることができる。なお、テーパ形状とは、翼片１２の中央部から周縁部に向かって厚さが減少するように表面が傾斜した形状をいう。

【００３５】

翼片成形工程Ｓ２は、積層体１１を加熱および加圧して一体化し、平板形状に成形する平板成形工程Ｓ２０を含んでもよい。この場合、曲面成形工程Ｓ２１では、当該平板形状に成形された積層体１１を再度加熱および加圧して、該積層体１１の前記部位１１ａに、前記３次元曲面形状を付与する。これにより積層体１１に３次元曲面形状を付与する前に、該積層体１１を構成する複合材シート１０が層ずれを起こすことを防止でき、積層体１１の取扱いを容易にすることができる。

【００３６】

次に、一体化工程Ｓ３では、複数の翼片１２Ａ～１２Ｄを、互いに重ね合わせた状態で所定の金型Ｍ２内に設置する。このとき、翼片１２Ａ～１２Ｄを積層することによって、所望の翼面形状が得られるように積層順番を間違えないように注意する。そして、上記金型Ｍ２を、所定の温度に加熱しつつ、所定の圧力で互いに重ね合わせた状態の複数の翼片１２Ａ～１２Ｄに押圧する。金型Ｍ２の上型および下型には、上記金型Ｍ１ａ、Ｍ１ｂと同様に、図示しないカートリッジヒータ等の加熱手段およびミスト冷却配管等の冷却手段が埋設されており、これらを制御することによって、金型Ｍ２を所望の温度に調節することができる。これにより、複数の翼片１２Ａ～１２Ｄが、金型Ｍ２からの伝熱によって加熱され、軟化し、さらに、それらの境界面の樹脂が溶融することによって、翼片１２Ａ～１２Ｄが一体化し、所定の翼面形状を有するブレード１に成形される。

【００３７】

ブレード１の基部２は、ダブテール形状とすることが多い。ダブテール形状をブレード１に付与するために、翼片１２とは別に、金属または複合材からなる部品１３を別途成形しておき、上記一体化工程Ｓ３で、翼片１２Ａ～１２Ｄを、それらの基部２側端部の間に部品１３を介在させた状態で加熱および加圧して一体化してもよい。これにより部品１３と翼片１２Ａ～１２Ｄとが、基部２側端部の間に部品１３を挟みこんだ状態で一体化する。このようにして基部２にダブテール形状を付与したブレード１では、支持構造物の外周に設けたダブテール形状の溝に基部２を嵌め込んだときに、部品１３が抜け止めの楔の役割を果たす。そのため、ブレード１が遠心力に対し十分な強度を発揮することができるようになる。なお、図７では、楔形断面を有する２つの部品１３を例示したが、部品１３の大きさ、形状、個数などは、特に限定されず、要求される基部２のダブテール形状や強度に応じて適宜変更可能である。

【００３８】

また、翼部３の特定箇所（例えば、径方向内側中央部）の厚さを大きく形成する必要がある場合は、別途、金属または複合材から芯材１４を形成しておき、一体化工程Ｓ３において、翼片１２Ａ～１２Ｄを、特定箇所に芯材１４を介在させた状態で加熱および加圧して一体化してもよい。これにより、設計通りの厚さおよび強度を有するブレード１を得ることが可能となる。なお、芯材１４を複合材から形成する場合、芯材１４は、例えば、複合材シート１０などのシート状複合材を積層したものから形成してもよいし、所定形状の

金型に所定の複合材材料を射出して成形したものから形成してもよい。

【００３９】

次に、本実施形態にかかる製造方法の効果について説明する。

【００４０】

一般に、連続繊維を強化繊維として含む複合材シートは伸縮性が低いため、当該複合材シートを複数積層して形成した積層体は、３次元曲面形状に成形することが困難であると考えられていた。特に、当該積層体のうち、その積層体を構成する全ての複合材シートが積層方向に重なり合っている部位は、全ての層の複合材シートが互いに拘束しあうため、当該部位に３次元曲面形状を付与すれば、高い確率で表面にしわが生じるものと考えられていた。

【００４１】

そのため、従来、上記複合材シートの積層体から厚さ分布を有する翼片を成形する場合は、上記特許文献１に示されているように、積層体の段階において、各層の積層位置に応じて複合材シートの大きさ・形状を異なるものとしていた。そして、それらの複合材シートを各々所定の位置に配置して積層し、積層体の段階で翼片の形状に近い厚さ分布を得ておくことで、翼片成形後の整形作業を省略しつつ、成形時の拘束力を低減させてしわの発生を防止することが可能となり、このことが生産効率の向上にプラスに作用するものと考えられていた。

【００４２】

本実施形態にかかるブレード１の製造方法は、上記従来の常識に反するものである。すなわち、本実施形態にかかる製造方法では、上記積層体１１のうち、その積層体１１を構成する全ての複合材シート１０が積層方向に重なり合っている部位１１ａに３次元曲面形状を付与し、その部位１１ａの中の少なくとも一部から３次元曲面形状を有する翼片１２を成形している。

【００４３】

本実施形態にかかる製造方法によれば、積層工程Ｓ１の段階において、各層の積層位置に応じて複合材シートの大きさ・形状を異なるものとする必要がなくなる。

また、仮に、積層体１１の各層を構成する複合材シート１０間に層ずれ（面方向の位置ずれ）が生じたとしても、翼片成形工程Ｓ２において、積層体１１の上記部位１１ａに所望の３次元曲面形状を付与した後に、積層体１１の周縁部をトリミングするなどして翼片１２に成形すればよく、積層体１１を形成してから積層体１１の各層の複合材シート１０が一体化されるまでの間に、上記層ずれを厳密に管理する必要がなくなる。すなわち、従来は、例えば、熱可塑性樹脂をマトリックスとする複合材シートなどタック性の低い複合材シートを積層する場合は、各層の複合材シートの面方向位置を仮固定するために、一旦、積層体を加熱および加圧して平板形状に成形していたが、本実施形態にかかる製造方法によれば、この工程も省略することが可能となる。

このように、本実施形態にかかる製造方法によれば、積層工程に要する時間が大幅に短縮され、かつ、作業工程も簡略化されるため、ブレードの生産性が向上する。

【００４４】

また、本実施形態にかかる製造方法によれば、ブレード１を厚さ方向に分割して複数の翼片１２とし、この薄い翼片１２の段階で３次元曲面形状を付与したことで、成形時のしわの発生を防止する。その結果、厚さが比較的大きく、かつ、ねじれ角の大きなブレード１であっても容易に成形することができる。

【００４５】

本実施形態にかかる製造方法の生産性を評価すべく、１枚のブレードを製造する場合に積層工程の開始から一体化工程の準備が完了するまでの所用時間を試算し、上記従来の積層方法を採用した製造方法（比較例）と、本発明の実施例１にかかる製造方法とで比較した。この試算においては、１枚のブレードが４枚の翼片から構成され、１枚の翼片は、１６枚の複合材シートから構成されるものと仮定した。また、比較のため、いずれの方法においても、積層工程および翼片成形工程は、全て１ラインで実施されるものとし、翼片成

形工程では、予備曲げ工程と本曲げ工程との２段階の曲げ工程によって、積層体に３次元曲面形状を付与するものとした。

【００４６】

図８～９は、比較例にかかる製造方法でブレードを製造する場合のフローおよび各工程の所要時間を説明する図である。比較例にかかる製造方法では、まず積層工程Ａ１で、１６枚の複合材シートを積層した積層体を形成する。このとき、積層体の段階で翼片の形状に近い厚さ分布が得られるように、定型の複合材シートから積層位置ごとに異なる形状で複合材シートを精度よく切り出し、これらを各層所定の位置に正確に配置して積層する必要がある。そのため、切り出しおよび位置決め配置に比較的長い時間を要する。この切り出しおよび位置決め配置の作業は、複合材シート１枚あたり少なくとも０．５分程度かかるため、一つの積層体を形成するのに８分（＝１６枚×０．５分／枚）かかる。

【００４７】

その後、翼片成形工程では、まず、積層体の複合材シートの層ずれを防止するため、積層体を平板形状に成形する（平板成形工程Ａ２）。この工程に、４分かかる。次に、平板形状に成形された積層体に対し、予備曲げ工程Ａ３と本曲げ工程Ａ４とを施し、積層体に３次元曲面形状を付与する。各曲げ工程は、それぞれ４分を要する。つまり、比較例にかかる製造方法によれば、図９に示すように、１ラインで積層工程を開始（複合材シートの切り出しを開始）してから、４枚の翼片を成形して一体化工程の準備が完了するまで、４４分（＝８分×４+４分×３）かかることになる。

【００４８】

なお、比較例にかかる製造方法では、積層工程における複合材シートの切り出し形状やそれらの積層位置ごとの配置は、翼片ごとに異なり、また、予備曲げ工程Ａ３および本曲げ工程Ａ４に用いる金型も、翼片ごとに異なる。なお、図９では、同じ工程であっても、使用する装置や作業の詳細が同一でないものに対しては、積層工程Ａ１’のように「ダッシュ」を付して示している。

【００４９】

一方、本発明の実施例１にかかる製造方法によれば、図１０～１１に示すように、積層工程Ｂ１において、複合材シート１０を積層位置ごとに形状・大きさが異なるように切り出す必要がなく、また、切り出した複合材シート１０の積層位置についても、特に厳密に管理する必要はない。そのため、積層工程Ｂ１は、大幅に時間短縮され、４分（＝１６枚×０．２５分／枚）で完了する。その後の予備曲げ工程Ｂ２、本曲げ工程Ｂ３、およびトリミング工程Ｂ４の所要時間は、それぞれ４分である。つまり、実施例１にかかる製造方法によれば、１ラインで積層工程を開始（複合材シートの切り出しを開始）してから、４枚の翼片を成形して一体化工程の準備が完了するまで、２８分（＝４分×４+４分×３）の所要時間で済むことが分かる。

すなわち本発明の実施例１にかかる製造方法によれば、上記比較例にかかる製造方法と比較して、当該所要時間が３６％も短縮されることが分かる。

【００５０】

以上、本発明の実施形態および実施例について説明したが、該実施形態および実施例は、本発明の理解を容易にするために記載された単なる例示に過ぎず、本発明は、それらの実施形態または実施例に限定されるものではない。本発明の技術的範囲は、上記実施形態等で開示した具体的な技術事項に限らず、そこから容易に導きうる様々な変形、変更、代替技術なども含むものである。

【００５１】

例えば、上記実施形態等では、複合材シートとしてプリプレグを使用した例を説明したが、複合材シートはこれに限らず、熱可塑性樹脂が完全には含浸しておらずドレープ性を有するセミプレグや、強化繊維と樹脂とを重ね合わせ、高温でプレスして平板状とした積層板（ＲＴＬ）等であってもよい。

【００５２】

また、上記実施形態等では、ファンブレード等の動翼を製造する場合を例として説明し

たが、本発明の製造方法の適用対象となるブレードは動翼に限定されず、ガイドベーン、統合型ＯＧＶ等の静翼であってもよい。

【００５３】

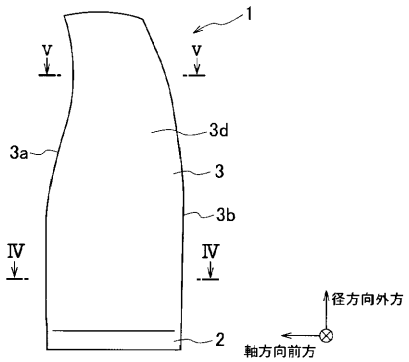
さらに、上記実施形態等では、航空機用ジェットエンジンに使用されるブレードを製造する場合を例として説明したが、本発明の製造方法の適用対象はこれに限定されず、その他のガスタービンエンジンのブレードにも適用しても良い。

【符号の説明】

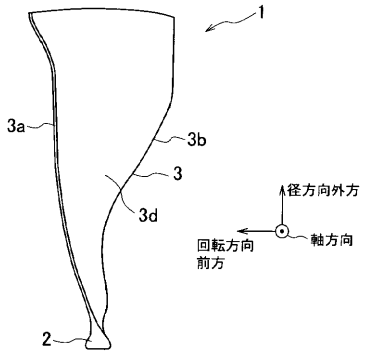
【００５４】

１…ブレード
２…基部
３…翼部
１０…複合材シート
１１…積層体
１１ａ…部位
１２（１２Ａ～１２Ｄ）…翼片
１３…部品
１４…芯材

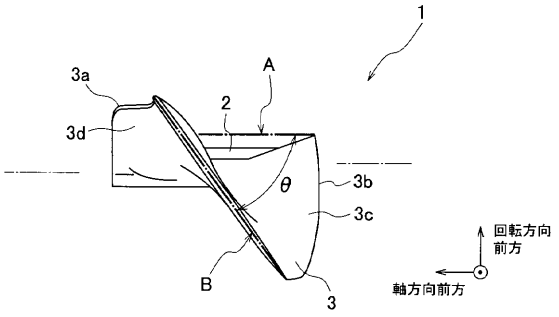
【図１】



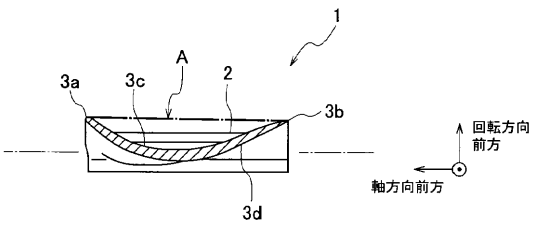
【図２】



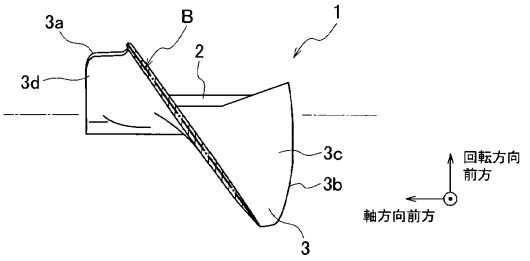
【図３】



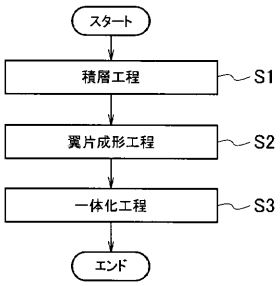
【図４】



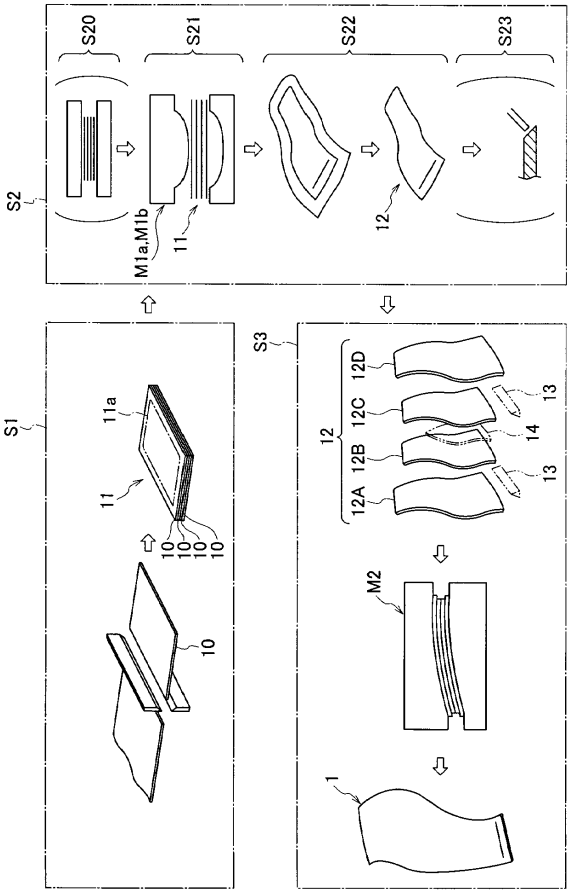
【図５】


3a
B
1
2
3d
3c
3b
3
回転方向
前方
軸方向前方

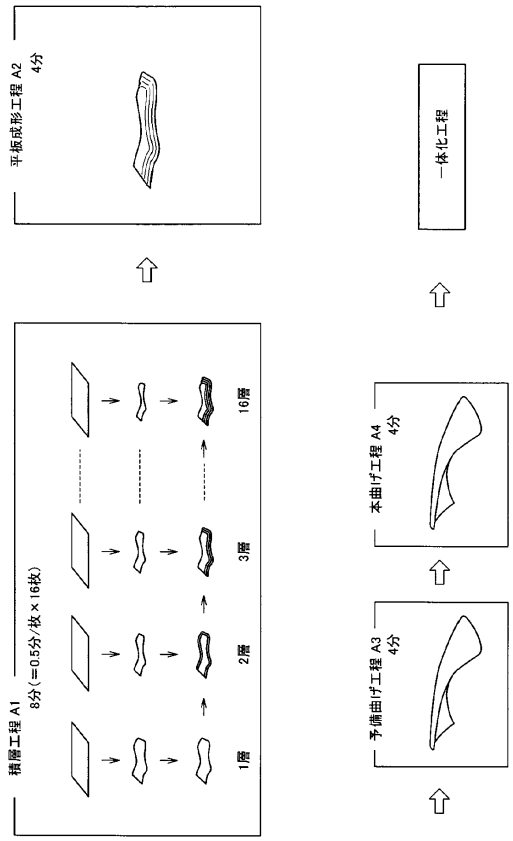
【図６】


スタート
積層工程
S1
翼片成形工程
S2
一体化工程
S3
エンド

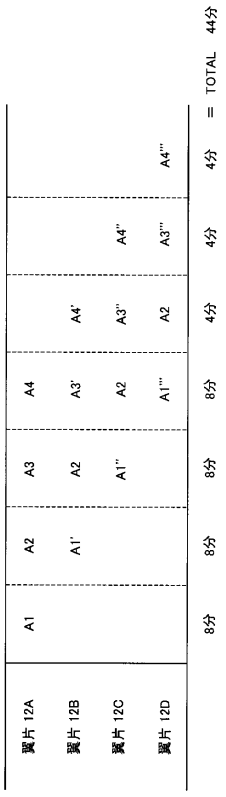
【図７】


S20
S21
S22
S23
S2
M1a,M1b
11
12
S1
11a
10
S3
12D
12C
12B
12A
13
14
M2
1

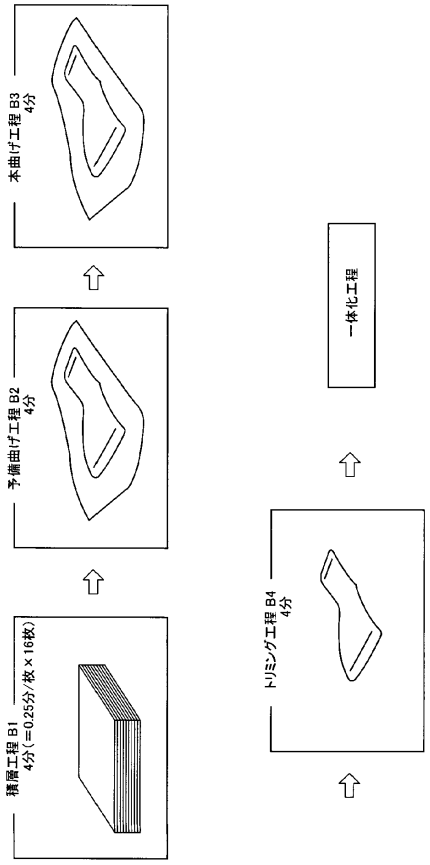
【図８】


平板成形工程 A2
4分
積層工程 A1
8分（=0.5分/枚×16枚）
1層
2層
3層
16層
予備曲げ工程 A3
4分
本曲げ工程 A4
4分
一体化工程

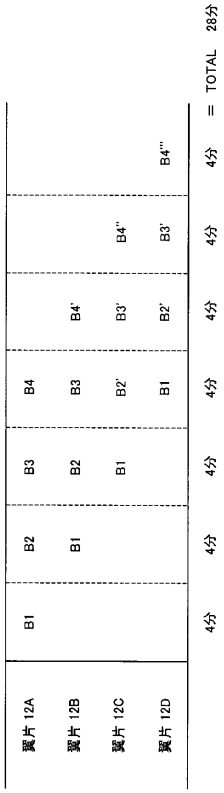
【図９】


翼片 12A
翼片 12B
翼片 12C
翼片 12D
A1
A2
A1'
A3
A2
A1''
A4
A3'
A2
A1'''
A4'
A3''
A2
A4''
A3'''
A4'''
8分
8分
8分
8分
4分
4分
4分
= TOTAL 44分

【図１０】


積層工程 B1
4分（=0.25分/枚×16枚）
予備曲げ工程 B2
4分
本曲げ工程 B3
4分
トリミング工程 B4
4分
一体化工程

【図１１】


翼片 12A
翼片 12B
翼片 12C
翼片 12D
B1
B2
B3
B4
B1
B2
B3
B4'
B1
B2'
B3'
B4''
B1
B2'
B3'
B4'''
4分
4分
4分
4分
4分
4分
4分
4分
= TOTAL 28分

フロントページの続き

(51)Int.Cl.		F I		テーマコード（参考）
Ｂ２９Ｌ　31/30	*(2006.01)*	Ｂ２９Ｌ	31:30	

(72)発明者　村上　務
東京都江東区豊洲三丁目１番１号　株式会社ＩＨＩ内
(72)発明者　盛田　英夫
東京都江東区豊洲三丁目１番１号　株式会社ＩＨＩ内
(72)発明者　稲田　貴臣
東京都江東区豊洲三丁目１番１号　株式会社ＩＨＩ内
(72)発明者　八木　広幸
東京都江東区豊洲三丁目１番１号　株式会社ＩＨＩ内

Ｆターム(参考) 3G202 BA09 BA10 CA09
3H130 AA13 AB07 AB27 AB52 AC17 BA23C BA24C BA95C BA97C BA98C
CB01 EB03C EB04C EC02C EC05C EC17C ED01C
4F204 AA34 AA35 AD16 AH31 FA01 FB01 FG02 FN07 FN11 FN15