

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第4994881号
(P4994881)

(45) 発行日 平成24年8月8日 (2012.8.8)

(24) 登録日 平成24年5月18日 (2012.5.18)

(51) Int. Cl.

F I

FO1D 5/28 (2006.01)

FO1D 5/12 (2006.01)

FO2C 7/00 (2006.01)

CO4B 35/80 (2006.01)

FO1D 5/28

FO1D 5/12

FO2C 7/00 C

CO4B 35/80 K

請求項の数 6 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2007-40241 (P2007-40241)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成19年2月21日 (2007.2.21)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2007-224911 (P2007-224911A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタディ、リバーロード、1番
(43) 公開日	平成19年9月6日 (2007.9.6)	(74) 代理人	100137545
審査請求日	平成22年2月15日 (2010.2.15)		弁理士 荒川 聡志
(31) 優先権主張番号	11/359, 217	(74) 代理人	100105588
(32) 優先日	平成18年2月22日 (2006.2.22)		弁理士 小倉 博
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100129779
			弁理士 黒川 俊久
		(72) 発明者	ジェイムズ・デール・ステイブル
			アメリカ合衆国、オハイオ州、メイソン、
			オールド・マンチェスター・コート、4 1
			5 6 番
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 小さくて複雑な外形的特徴部を有するCMC製品の製造

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

セラミック基複合材料ガスタービンエンジン部品であって、当該部品が、
各々複数のセラミック繊維トウ (46) を含む複数の硬化セラミック基複合材料プライ (44) であって、各セラミック繊維トウ (46) が複数のセラミック繊維 (72) を含んでいて、各プライ (44) が一方向配向性をもつように各プライ (44) の複数のトウ (46) が互いに隣接して配設されたプライ (44) と、
セラミック繊維 (72) 上に設けられた窒化ホウ素、窒化ケイ素、炭化ケイ素及びそれらの組合せからなる群から選択される皮膜 (48) と、
各プライ (44) の繊維 (72) 間及びトウ (46) 間並びに複数のプライ (44) 間の間隙領域に存在するセラミックマトリックス材料 (50) と
を含んでなり、当該部品の少なくとも一部分が硬化セラミック基複合材料プライ (44) を含んでいて、少なくとも上記部分における各セラミックプライ (44) のトウ (46) と皮膜 (48) と間隙セラミックマトリックス材料 (50) とを含めた厚さは 0.005 ~ 0.008 インチ (0.13 ~ 0.20 mm) であり、少なくとも上記部分における全体の厚さが 0.021 インチ (0.53 mm) 以下である、ガスタービンエンジン部品。

【請求項 2】

当該部品がさらに翼形部 (12) を含む、請求項 1 記載のガスタービンエンジン部品。

【請求項 3】

前記繊維 (72) が炭化ケイ素繊維である、請求項 1 又は請求項 2 記載のガスタービン

エンジン部品。

【請求項 4】

当該部品が非冷却式タービン動翼(10)又は冷却式タービン動翼(110)のいずれかである、請求項 3 記載のガスタービンエンジン部品。

【請求項 5】

少なくとも前記部分におけるマトリックス材料の体積百分率が60～70%である、請求項 1 乃至請求項 4 のいずれか 1 項記載のガスタービンエンジン部品。

【請求項 6】

少なくとも前記部分における各トウ(46)の太さが0.002～0.003インチ(0.051～0.076mm)である、請求項 1 乃至請求項 5 のいずれか 1 項記載のガスタービンエンジン部品。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は広義にはセラミック基タービンエンジン部品に関するものであり、具体的には、小さくて複雑な外形的特徴部を有するセラミック基複合材料ガスタービンエンジン部品に関する。

【背景技術】

【0002】

20

ガスタービンエンジンの効率及び性能を向上させて、推力／重量比の増大、排気ガス削減及び燃料消費率の向上を達成すべく、エンジンタービンの作動温度を高めることが課題とされている。高温化が、エンジンのホットセクション（特にタービンセクション）の部品を構成する材料の限界に達し、それを超えると、新素材を開発しなければならない。

【0003】

エンジン作動温度の上昇に伴って、燃焼器及びタービン翼形部を構成する耐熱合金の新たな冷却法が開発されている。例えば、高温燃焼ガスの流れる部品表面にセラミック遮熱コーティング(TBC)を塗工して、伝熱率を下げ、基材金属を熱から保護し、部品が高温に耐えられるようにする。こうした改良は、ピーク温度及び温度勾配を下げるのに役立つ。フィルム冷却により耐熱性又は熱保護性を改良するため、冷却孔も導入されている。併せて、耐熱合金の代替材料としてセラミック基複合材料も開発されている。セラミック基複合材料(「CMC」)は多くの場合金属よりも温度及び密度の点で優れているため、作動温度の高温化が望まれる際に好まれる材料となる。

30

【0004】

従前、セラミック基複合材料を用いてタービン動翼のようなタービンエンジン部品を製造するため様々な技術が用いられてきた。しかし、かかる技術には、ヘリコプターエンジン用ガスタービンエンジン部品の小さな外形的特徴部に関して問題があった。

【0005】

従前、セラミック基複合材料を用いたタービン動翼のようなタービンエンジン部品の製造には様々な技術が用いられてきた。本願出願人に譲渡された米国特許第5015540号、同第5330854号及び同第5336350号（これらの開示内容は援用によって本明細書の内容の一部をなす。）に記載されたCMC部品の製造方法は、繊維材料に溶融ケイ素を溶浸する炭化ケイ素マトリックス複合材料の製造法に関するもので、この方法を以下「Silcomp法」という。繊維は概して約140μm以上の直径を有するので、ヘリコプターガスタービンエンジン用タービン動翼部品のように約0.030インチ程度の外形的特徴部を有する複雑で入り組んだ形状はSilcomp法では製造できない。

40

【0006】

その他プリプレグ溶融浸透法のような技術も用いられてきたが、未硬化時の厚さが約0.009～0.011インチの標準的プリプレグプライで製造されるため、かかる部品について十分な構造的健全性をもつ最小硬化厚は約0.033～0.036インチであった

50

。最終部品におけるマトリックス組成百分率が標準的なものでは、かかる未硬化厚のものをを用いると最終硬化厚は約0.0033～0.036インチとなる。

【特許文献1】米国特許第6555174号明細書

【特許文献2】米国特許第5589115号明細書

【特許文献3】米国特許第5445693号明細書

【特許文献4】米国特許第5433915号明細書

【特許文献5】米国特許第5188878号明細書

【特許文献6】米国特許第5110652号明細書

【特許文献7】米国特許第4960629号明細書

【特許文献8】米国特許第4808076号明細書

10

【特許文献9】米国特許出願公開第2005/0084377号明細書

【特許文献10】米国特許出願公開第2002/0155269号明細書

【特許文献11】米国特許出願公開第2002/0141610号明細書

【特許文献12】米国特許出願公開第2001/0026868号明細書

【特許文献13】特開2004-174730公報

【特許文献14】特開2004-098493公報

【特許文献15】特開2002-266216公報

【特許文献16】特開平06-305863公報

【特許文献17】特開平01-271232公報

【発明の開示】

20

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

厚さ約0.015～0.021インチの外形的特徴部を製造できるCMCヘリコプタータービンエンジン部品の製造法が必要とされている。さらに、厚さ約0.021インチ未満の外形的特徴部を有するCMCヘリコプタータービンエンジン部品の製造法も必要とされている。

【課題を解決するための手段】

【0008】

本発明の一実施形態は、複数の硬化セラミック基複合材料プライを含んでなるセラミック基複合材料ガスタービンエンジン部品であって、各プライが複数のセラミック繊維トウを含んでおり、各セラミック繊維トウが複数のセラミック繊維を含んでいて、各プライが一方配向性をもつように各プライの複数のトウが互いに隣接して配設されている、ガスタービンエンジン部品である。部品はさらに、セラミック繊維上に設けられた窒化ホウ素、窒化ケイ素、炭化ケイ素及びそれらの組合せからなる群から選択される皮膜を含む。部品はさらに、各プライの繊維及びトウ間及び複数のプライ間の間隙領域に存在するセラミックマトリックス材料を含み、部品の少なくとも一部分は3枚の硬化セラミック基複合材料プライを有し、少なくとも上記部分における各セラミックプライのトウと皮膜と間隙セラミックマトリックス材料とを含めた厚さは約0.005～0.008インチであり、少なくとも上記部分における全体の厚さは約0.021インチ以下である。

30

【0009】

40

本発明の別の実施形態は、非冷却式セラミック基複合材料ガスタービンセクション部品の製造方法である。本方法は、複数のプリプレグセラミック繊維トウを含む複数のプリプレグ硬化セラミックプライであって、各プライが一方配向性をもつように各プライの複数のトウが互いに隣接して配設されたプライを準備する段階を含む。本方法はさらに、複数のプリプレグセラミックプライを所定の構成にレイアップして部品形状に成形する段階を含む。本方法はさらに、部品形状を加熱してセラミックプリフォームを形成する段階を含む。本方法はさらに、タービン動翼プリフォームを少なくともケイ素で緻密化して、非冷却式セラミック基複合材料タービン動翼を形成する段階を含むが、部品の少なくとも一部は、トウと皮膜と間隙セラミックマトリックス材料とを含めた厚さが約0.005～0.007インチの硬化セラミックプライを含む。

50

【0010】

本発明のもう一つの実施形態は、冷却式セラミック基複合材料ガスタービンエンジン部品の製造方法である。本方法は、複数のプリプレグセラミック繊維トウを含む複数のプリプレグ硬化セラミックプライであって、各プライが一方配向性をもつように各プライの複数のトウが互いに隣接して配設されたプライを準備する段階を含む。本方法はさらに、複数のプリプレグセラミックプライを成形用具の周囲に所定の構成にレイアップして部品形状に成形する段階を含む。本方法はさらに、部品形状を加熱してセラミックプリフォームを形成する段階を含む。本方法はさらに、成形用具を取り除く段階を含む。本方法はさらに、プリフォームを少なくともケイ素で緻密化して、セラミック基複合材料部品を形成する段階を含むが、部品の少なくとも一部は、トウと皮膜と間隙セラミックマトリックス材料とを含めた厚さが約0.005～0.007インチの厚さの硬化セラミックプライを含む。本方法はさらに、セラミック基複合材料部品に冷却孔を穿孔して、冷却式セラミック基複合材料部品を形成する段階を含む。

10

【0011】

本発明の利点は、間隙セラミックマトリックス材料の体積百分率を低減することによって、小さな外形的特徴部を有するCMC製品を製造できることである。

【0012】

本発明のもう一つの利点は、薄いプリプレグプライを用いることによって、小さな外形的特徴部を有するCMC製品を製造できることである。

20

【0013】

本発明のその他の特徴及び利点は、本発明の原理を例示するための添付の図面と併せて好ましい実施の形態に関する以下の詳細な説明を参酌することによって明らかとなろう。

【発明を実施するための最良の形態】

【0014】

図1に、ヘリコプターガスタービンエンジンのLPT非冷却式動翼10の一例を示す。この図では、タービン動翼10はセラミック基複合材料を含む。タービン動翼10は翼形部12を有しており、これに向かって高温排気ガスが流れる。タービン動翼10はダブテール部14によってタービンディスク（図示せず）に取り付けられるが、ダブテール部は翼形部12から下方に延在していて、タービンディスクに設けられた相補的形状のスロットと嵌合する。本発明のLPT（低圧タービン）動翼10は一体プラットフォームを備えていない。高温燃焼ガスへのダブテール14の暴露を最小限にするため、別個にプラットフォームを設ける。翼形部は前縁部16と後縁部18を有する。動翼10は、比較的小型の部品であり、図1に示すように、後縁部の厚さは約0.015～0.021インチである。

30

【0015】

一実施形態に係るCMCタービン動翼は好ましくは「プリプレグ」MI法を用いて製造したSiC/SiC複合材料からなる。SiC/SiCプリプレグ材料などの代表的製造方法は、本願出願人に譲渡された米国特許第6024898号及び米国特許6258737号に記載されており、その開示内容は援用によって本明細書の内容の一部をなす。かかる「プリプレグ」プライは炭化ケイ素含有繊維を含んでいるが、繊維はトウとして束ねられ、すべての繊維が同じ方向を向くようにトウはすべて互いに隣接している。「炭化ケイ素含有繊維」という用語は炭化ケイ素を含む組成を有する繊維を意味し、好ましくは実質的に炭化ケイ素からなる。例えば、繊維は炭化ケイ素コアを炭素で被覆したものでもよいし、逆に、繊維は炭素コアを炭化ケイ素で被覆又は封入したものでもよい。これらの例は「炭化ケイ素含有繊維」という用語を説明するために挙げたものにすぎず、この特定の組合せに限定されるものではない。炭化ケイ素を含んでいる限り、その他の繊維組成も想定される。

40

【0016】

本発明のタービン動翼10を製造するため、所定の数のSiCプリプレグプライを所定の構成でレイアップしてタービン動翼の形状に成形するが、後縁部18の硬化厚は約0.

50

0.15～0.21インチである。ガスタービンエンジンでの作動に耐える十分な構造的健全性を後縁がもつようにするため、十分な構造的サポートを与えるようにプライ間に2以上の境界領域（つまり3枚のプライ）を有するのが好ましい。

【0017】

後縁を構成する3枚のプライは好ましくは3枚のすべてのプライが同一方向に向かないように配向させる。プリプレグプライに関して「0度配向」とは、当技術分野で公知の通り繊維トウの列がタービン動翼の長手方向又は軸と整列するようにプライをレイアップすることを意味する。90度配向とは、当技術分野で公知の通り繊維トウの列がタービン動翼の長手方向又は軸と90度の角度をなすようにプライをレイアップすることを意味する。0度及び90度以外のすべての配向は、当技術分野で公知の通り、タービン動翼の長手方向の平面からプライを時計方向（正）に回転させるか、反時計方向（負）に回転させるかによって、正でも負でもよい。0度配向のプリプレグプライはCMC完成品において90度配向のプリプレグプライよりも約20倍大きい引張強さを有する。小さな外形的特徴部を通らない残りのプライは、当技術分野で公知の如何なる適当な配向に配置してもよい。例えば、残りのプライはすべて、当技術分野で公知のように残りのプライの配向が順次約0度、約90度、約0度、約-90度などの配向となるようにレイアップしてもよいし、或いは順次約-45度、約0度、約45度、約90度の配向となるようにレイアップしてもよいし、その他の機械的に許容される配置にレイアップすればよい。

10

【0018】

このプロセスの次の段階は、当技術分野で公知の圧縮成形、ブラダ成形又はオートクレーブ処理などによって上記タービン動翼形状を加熱してセラミックプリフォームを成形することである。このプロセスの最終段階は、上記プリフォームを少なくともケイ素（好ましくはホウ素をドーパしたケイ素）で緻密化して非冷却式CMCタービン動翼を形成することである。溶浸の一実施形態では、プリフォームを溶融ケイ素と接触させて、溶融ケイ素を溶浸させる。溶浸法は、本願出願人に譲渡された米国特許第4737328号に開示されており、その開示内容は援用によって本明細書の内容の一部をなす。

20

【0019】

厚さ約0.15～0.21インチの小さな後縁18を得るための一つの方法は細いセラミック繊維トウからなる複数のプライを用いることであり、各トウは約800～約1000デニールで、各トウの厚さは約0.002～0.003インチである。

30

【0020】

図2の代表的な後縁部18の断面図に示すように、後縁部18は3枚の硬化プリプレグプライ44からなる。各プライ44は複数のプリプレグトウ46を含んでおり、プリプレグトウ46は、窒化ホウ素、窒化ケイ素、炭化ケイ素及びそれらの組合せからなる群から選択される皮膜48で被覆された複数の繊維72を含んでいるが、皮膜48は当技術分野で公知であり、各トウ46は約800～約1000デニールであり、各プライ44の厚さは約0.005～0.007インチである。プライ44、トウ46及び繊維72の間及び周囲に間隙セラミック材料50が存在しており、3枚の硬化プライ44の全体の厚さは約0.015～0.21インチである。間隙セラミック材料50は、プライ間の2つの境界領域56も形成する。好ましくは、3枚のプライの配向は同一ではない。図2に示す代表的な実施形態では、2枚の外側プライ54の配向は0度であるが、中間プライ56の配向は90度である。

40

【0021】

2番目の方法は、動翼10におけるマトリックス材料の体積百分率が約60～70%となるように比較的少量のセラミックマトリックス材料を使用することである。マトリックスの体積百分率の増加は、マトリックス中の炭素含有量の低減及び／又は粒子含有量の低減によりケイ素での完全な充填が確実にできるようなことによって達成し得る。このような比較的低い割合のマトリックス材料は、約0.15～0.21インチの厚さを達成するのに約0.005～0.007インチの厚さのプリプレグプライを使用できることを意味する。

50

【0022】

図3の2番目の代表的な後縁部18の断面図に示すように、後縁部18は3枚の硬化プリプレグプライ58からなる。各プライ58は複数のプリプレグトウ60を含んでおり、トウ60は、窒化ホウ素、窒化ケイ素、炭化ケイ素及びそれらの組合せからなる群から選択される皮膜62で被覆された複数の繊維74を含んでいるが、皮膜62は当技術分野で公知であり、各トウ60は約1400～約1800デニールであり、各プライ58の厚さは約0.006～0.007インチである。プライ58、トウ60及び繊維74の間及び周囲に間隙セラミック材料64が存在しており、3枚の硬化プライ58の全体の厚さは約0.0018～0.021インチである。間隙セラミック材料64は、プライ58間の2つの境界領域70も形成する。好ましくは、3枚のプライ58の配向は同一ではない。図3に示す代表的な実施形態では、2枚の外側プライ66の配向は0度であるが、中間プライ68の配向は90度である。

10

【0023】

図4に、ヘリコプターガスタービンエンジンのLP T冷却式動翼110の一例を示す。この図では、タービン動翼110はセラミック基複合材料を含む。タービン動翼110は翼形部112を有しており、これに向かって高温排気ガスが流れる。タービン動翼110はダブテール部114によってタービンディスク（図示せず）に取り付けられるが、ダブテール部は翼形部112から下方に延在していて、タービンディスクに設けられた相補的形狀のスロットと嵌合する。本発明のLP T動翼110は一体プラットフォームを備えていない。高温燃焼ガスへのダブテール114の暴露を最小限にするため、別個にプラットフォームを設ける。翼形部は前縁部116と後縁部118を有する。動翼110は、比較的小型の部品であり、図4に示すように、後縁部の厚さは約0.015～0.021インチである。動翼110はさらに冷却孔120を備える。

20

【0024】

一実施形態に係るCMC冷却式タービン動翼は好ましくは「プリプレグ」MI法を用いて製造したSiC/SiC複合材料からなる。かかる「プリプレグ」プライは炭化ケイ素含有繊維を含んでいるが、繊維はトウとして束ねられ、すべての繊維が同じ方向を向くようにトウはすべて互いに隣接している。「炭化ケイ素含有繊維」という用語は炭化ケイ素を含む組成を有する繊維を意味し、好ましくは実質的に炭化ケイ素からなる。例えば、繊維は炭化ケイ素コアを炭素で被覆したものでもよいし、逆に、繊維は炭素コアを炭化ケイ素で被覆又は封入したものでもよい。これらの例は、「炭化ケイ素含有繊維」という用語を説明するために挙げたものにすぎず、この特定の組合せに限定されるものではない。炭化ケイ素を含んでいる限り、その他の繊維組成も想定される。

30

【0025】

本発明のタービン動翼110を製造するため、所定の形状の成形用具の上に所定の数のSiCプリプレグプライを所定の構成でレイアップして、タービン動翼の形状に成形するが、後縁部18の硬化厚は約0.015～0.021インチである。ガスタービンエンジンでの作動に耐える十分な構造的健全性を後縁がもつようにするため、十分な構造的支持を与えるようにプライ間に2以上の境界領域（つまり3枚のプライ）を有するのが好ましい。

40

【0026】

後縁を構成する3枚のプライは好ましくは3枚のすべてのプライが同一方向に向かないように配向させる。後縁部118の小さな外形的特徴部を通らない残りのプライは、当技術分野で公知の如何なる適当な配向に配置してもよい。例えば、残りのプライはすべて、当技術分野で公知の通り残りのプライの配向が順次約0度、約90度、約0度、約-90度などの配向となるようにレイアップしてもよいし、或いは順次約-45度、約0度、約45度、約90度の配向となるようにレイアップしてもよいし、その他の機械的に許容される配置にレイアップすればよい。

【0027】

このプロセスの次の段階は、当技術分野で公知の圧縮成形、ブラダ成形又はオートクレ

50

ーブ処理などによって上記タービン動翼形状を加熱してセラミックプリフォームを成形することである。次の段階は、物理的、化学的又は熱処理によって成形用具を除去することである。例えば、成形用具は、その材料の構成に応じて、内部からの機械加工、溶解、エッチング、又は気化によって除去することができる。次の段階は、上記プリフォームを少なくともケイ素（好ましくはホウ素をドーブしたケイ素）で緻密化してCMCタービン動翼を形成することである。溶浸の一実施形態では、プリフォームを溶融ケイ素と接触させて、溶融ケイ素を溶浸させる。溶浸法は、本願出願人に譲渡された米国特許第4737328号に開示されており、その開示内容は援用によって本明細書の内容の一部をなす。最終段階は、当技術分野で公知の手段（例えばNd：YAGレーザ）を用いて冷却孔120を穿孔することである。このようなNd：YAGレーザの使用法は、本願出願人に譲渡された米国特許第6670026号に記載されており、その開示内容は援用によって本明細書の内容の一部をなす。

10

【0028】

図5の代表的な後縁部118の断面図に示すように、後縁部118は3枚の硬化プリプレグプライ144からなる。各プライは複数のプリプレグトウ146を含んでおり、プリプレグトウ146は、窒化ホウ素、炭化ケイ素及びそれらの組合せからなる群から選択される皮膜148で被覆された複数の繊維172を含んでいるが、皮膜148は当技術分野で公知であり、各トウ146は約800～約1000デニールであり、各プライトウ146の厚さは約0.005～0.007インチである。プライ144、トウ146及び繊維172の間及び周囲に間隙セラミック材料150が存在しており、3枚の硬化プライ144の全体の厚さは約0.0015～0.021インチである。間隙セラミック材料150は、プライ間の2つの境界領域156も形成する。好ましくは、3枚のプライ144の配向は同一ではない。図5に示す代表的な実施形態では、2枚の外側プライ154の配向は0度であるが、中間プライ156の配向は90度である。

20

【0029】

2番目の方法は、動翼110におけるマトリックス材料の体積百分率が約60～70%となるように比較的少量のセラミックマトリックス材料を使用することである。マトリックスの体積百分率の増加は、マトリックス中の炭素含有量の低減及び／又は粒子含有量の低減によりケイ素での完全な充填が確実にに行えるようにすることによって達成し得る。このような比較的低い割合のマトリックス材料は、約0.015～0.021インチの厚さを達成するのに約0.005～0.008インチの厚さのプリプレグプライを使用できることを意味する。

30

【0030】

図6の2番目の代表的な後縁部118の断面図に示すように、後縁部118は3枚の硬化プリプレグプライ158からなる。各プライは複数のプリプレグトウ160を含んでおり、トウ160は、窒化ホウ素、炭化ケイ素及びそれらの組合せからなる群から選択される皮膜162で被覆された複数の繊維174を含んでいるが、皮膜162は当技術分野で公知であり、各トウ160は約1400～約1800デニールであり、各トウ160の厚さは約0.006～0.007インチである。プライ158、トウ160及び繊維174の間及び周囲に間隙セラミック材料164が存在しており、3枚の硬化プライ158の全体の厚さは約0.0018～0.021インチである。間隙セラミック材料164は、プライ158間の2つの境界領域170も形成する。好ましくは、3枚のプライ158の配向は同一ではない。図6に示す代表的な実施形態では、2枚の外側プライ166の配向は0度であるが、中間プライ168の配向は90度である。

40

【0031】

冷却式及び非冷却式ヘリコプターガスタービンエンジンLP T動翼に関する本発明の代表的な実施形態を説明してきたが、本発明はこれらに限定されるものではない。本発明のプリプレグプライ及び方法は、タービン動翼や非冷却式タービンノズルや冷却式タービンノズルのようなセラミック基複合材料タービンエンジン部品を始め、小さな外形的特徴部を有するあらゆるガスタービンエンジン部品の製造に適用でき、まず所定の数のプリプレ

50

グCMCプライを用いて所定の構成にレイアップして、厚さ約0.005～0.008インチの硬化プライの使用が必要とされる小さな外形的特徴部を有する物品を製造する。

【0032】

好ましい実施形態を参照して本発明を説明してきたが、本発明の技術的範囲内で様々な変更をなすことができ、構成要素を均等物で置換できることは当業者には明らかであろう。さらに、本発明の技術的範囲内で、特定の状況又は材料を本発明の教示内容に適合させるため多くの修正をなすことができる。したがって、本発明は、その最良の実施の形態として開示した特定の実施形態に限定されるものではなく、特許請求の範囲に属するあらゆる実施形態を包含する。

【図面の簡単な説明】

10

【0033】

【図1】ガスタービンエンジン用非冷却式CMC系LPT動翼の一例を示す図。

【図2】図1の非冷却式CMC系LPT動翼の矢視2-2断面図であり、本発明の一実施形態を示す。

【図3】図1の非冷却式CMC系LPT動翼の矢視2-2断面図であり、本発明の別の実施形態を示す。

【図4】ガスタービンエンジン用冷却式CMC系LPT動翼の一例を示す図。

【図5】図4の冷却式CMC系LPT動翼の矢視5-5断面図であり、本発明の一実施形態を示す。

【図6】図4の冷却式CMC系LPT動翼の矢視5-5断面図であり、本発明の別の実施形態を示す。

20

【図1】

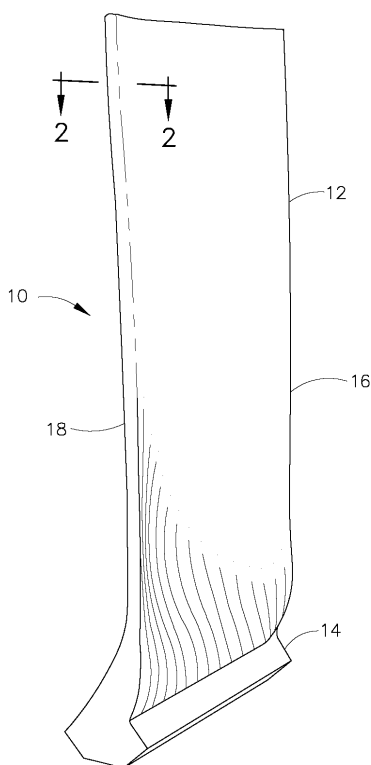


FIG. 1

【図2】

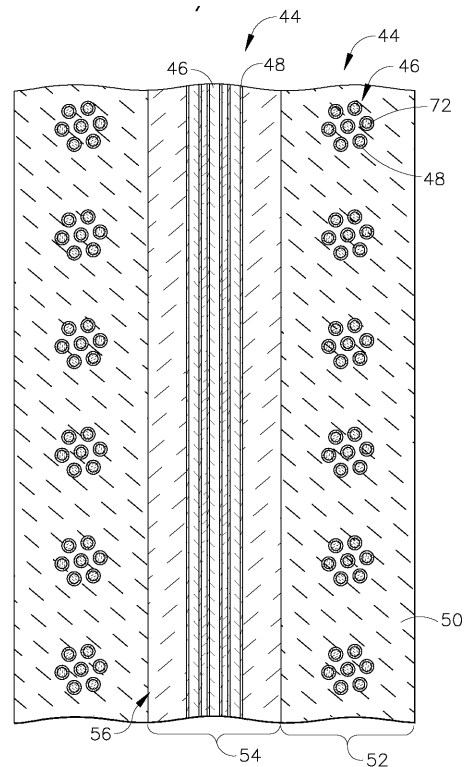


FIG. 2

【図 3】

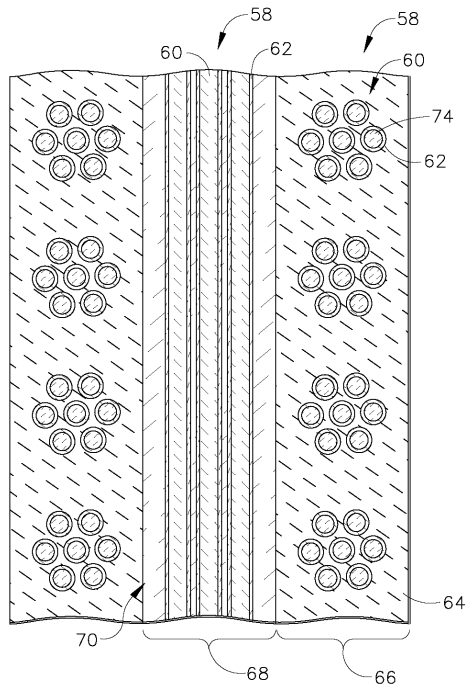


FIG. 3

【図 4】

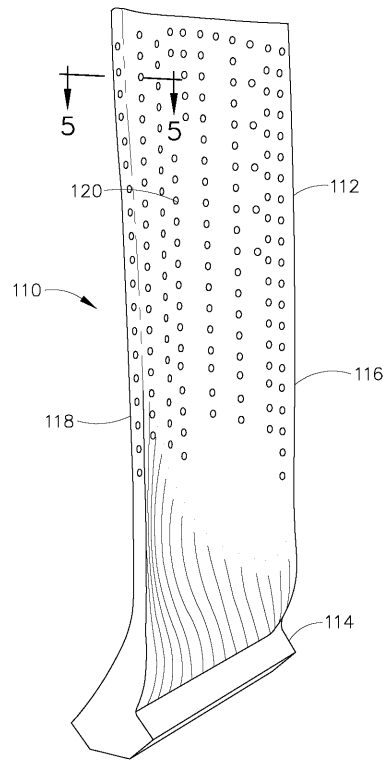


FIG. 4

【図 5】

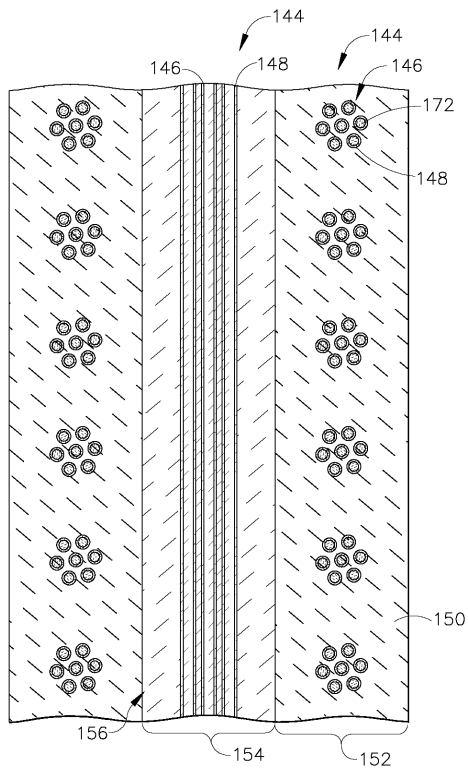


FIG. 5

【図 6】

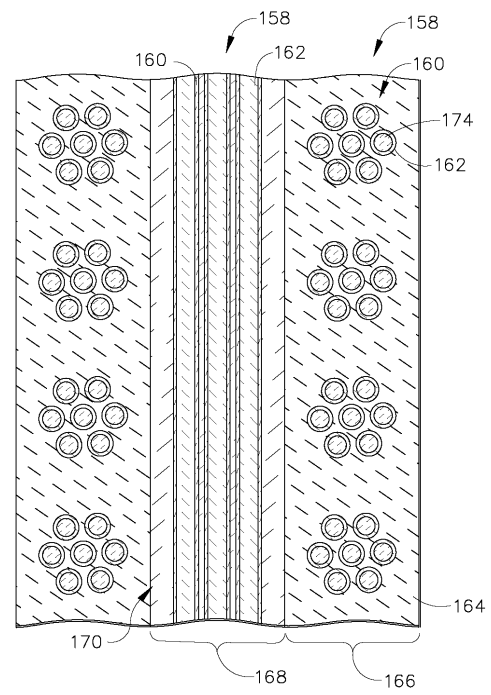


FIG. 6

フロントページの続き

- (72)発明者 スティーブン・マーク・ウィティカー
アメリカ合衆国、ケンタッキー州、コヴィントン、ハンズ・ロード、1286番
- (72)発明者 ダグラス・メルトン・カーパー
アメリカ合衆国、オハイオ州、トレントン、ハーバー・プレイス、831番
- (72)発明者 スレッシュ・スブラマニアン
アメリカ合衆国、オハイオ州、メイソン、プロスタッフ・コート、3671番

審査官 寺町 健司

- (56)参考文献 特開2005-240797 (JP, A)
特開平08-067574 (JP, A)
米国特許第6235379 (US, B1)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
- | | |
|------|------------|
| F01D | 1/00-11/10 |
| F02C | 1/00-9/58 |
| F23R | 3/00-7/00 |
| C04B | 35/80 |